



Программа МКС – «Прогресс М-50»

ISS Program – Progress M-50 Mission

Выпуск 9, 2004 (13)
Issue 9, 2004 (13)

Серия направлена
на повышение
общественного интереса
и поддержку национальной
космической программы





РУССКИЙ
СТРАХОВОЙ
ЦЕНТР

ЛИДЕР В СТРАХОВАНИИ
ВОЕННО-ТЕХНИЧЕСКОГО СОТРУДНИЧЕСТВА
И ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО
КОМПЛЕКСА РОССИИ

Агентство МФ № 4286А



Основные разделы
Contents

Грузовые космические корабли «Прогресс» («Прогресс М», «Прогресс М1»)	
Progress Cargo Spaceships	2
Ракета-носитель «Союз-У»	
Soyuz-U Launch Vehicle	10
Стартовый комплекс ракеты-носителя «Союз»	
Soyuz Launching Complex	20
Академик Владимир Павлович Бармин	26
Программа выведения	
Ascent Profile	30
О будущем «вечной "семерки"»	
Prospects of R-7 Launch Vehicles	32
Федеральное космическое агентство	
Federal Space Agency	41
Предприятия, участвующие в запуске	
Launch Program Participants	42

Запуск грузового космического корабля «Прогресс М-50» с космодрома Байконур запланирован на 11 августа 2004 года.

«Прогресс М-50» доставит на Международную космическую станцию (МКС) компоненты топлива, воду, расходное оборудование, оборудование для научных экспериментов, контейнеры с пищей и посылки для экипажа.

Космический корабль «Прогресс М-50» станет четвертым кораблем, запущенным в текущем году в целях транспортно-технического обеспечения МКС. Ранее, в январе, стартовал «Прогресс М1-11», в апреле на «Союзе ТМА-4» на станцию прибыл экипаж девятой основной экспедиции, а в мае грузы на МКС доставил «Прогресс М-49».

О программе

Program Review

The launch of the Progress M-50 cargo spaceship from Baikonur is scheduled for August 11, 2004.

Progress M-50 will deliver to the International Space Station (ISS) propellant components, expendable equipment, equipment for scientific experiments, food containers and packages for the crew members.

Progress M-50 will be the fourth spaceship launched in 2004 by way of ISS maintenance. Progress M1-11 was launched in January, Expedition 9 crew flew to the ISS on Soyuz TMA-4 in April, and Progress M-49 delivered cargoes in May.



Photo by NASA, www.spaceflight.nasa.gov

Грузовые космические корабли «ПРОГРЕСС» («ПРОГРЕСС М», «ПРОГРЕСС М1») PROGRESS CARGO SPACESHIPS

Космические корабли серии «Прогресс» представляют собой беспилотные транспортные грузовые корабли, разработанные с использованием конструктивных и технических решений пилотируемых космических кораблей серии «Союз».



Корабли «Прогресс» предназначены для:

- доставки на орбитальную станцию ремонтного оборудования, материалов жизнеобеспечения экипажа (продуктов питания, воды, одежды, средств медицинского обеспечения, средств личной гигиены и т.п.), топлива для двигательной установки станции, научного оборудования и расходных носителей научной информации, газов (кислород, воздух, азот), возвращаемых на Землю спускаемых капсул (с научной информацией);

- удаления со станции с последующим затоплением отходов жизнедеятельности экипажа, отработанных блоков оборудования и научных приборов;
- транспортировки и торможения при спуске возвращаемых капсул с результатами научных экспериментов;
- проведения научных экспериментов как в автономном полете (до стыковки со станцией и после отделения от станции), так и в составе станции;
- проведения динамических операций станций при помощи двигателей корабля (импульсы для поддержания орбиты, ориентации и стабилизации).

Корабль «Прогресс» состоит из трех основных отсеков: грузового отсека (ГРО), отсека компонентов дозаправки (ОКД) и приборно-агрегатного отсека (ПАО).

Грузовой отсек

Грузовой отсек «Прогресса» по конструкции подобен бытовому отсеку «Союза». В нем доставляются «сухие» грузы, которые экипаж переносит на станцию через люк стыковочного узла. После разгрузки в грузовом отсеке перед расстыковкой со станцией размещаются различные отходы жизнедеятельности экипажа, использованное оборудование, а также жидкие отходы в емкостях для воды.

Отсек компонентов дозаправки

Вместо спускаемого аппарата, который имеется на «Союзе», на корабле «Прогресс» предусмотрен отсек компонентов дозаправки с топливными баками, баками с водой и баллонами, заправляемыми газо-

The Progress spaceship is an unmanned cargo spaceship based on the Soyuz spaceship.

The Progress cargo spaceship is designed to:

- deliver to an orbital station maintenance equipment; food, water, clothes, medical care means; propulsion system propellant, research equipment and expendable research information media, gases (oxygen, air, nitrogen), and research information return capsules;
- remove and sink biowaste, used equipment and research devices;
- transport return capsules containing experimental data;
- carry out research experiments both during autonomous flight (before docking to and after separation from the orbital station) and as part of the orbital station;
- perform station dynamic-control operations by means of spaceship engines (attitude and stabilization impulses).

Progress consists of three modules: Cargo Module, Refueling Module, and Equipment Bay.

Cargo Module

The Progress cargo module is similar in structure to the Soyuz orbital module. The cargo module delivers «dry» cargo, which the crew transports to the station through the docking hatch. After being unloaded the module is loaded with biowaste and liquid waste containers and used equipment.

Refueling Module

Instead of the Soyuz descent module, Progress is equipped with a refueling module containing propellant, water and gas tanks. The Progress spaceship is able to feed the space station propulsion system with propellant by means of fluid connectors in the docking assembly. The propellant in the refueling module can also be used by Progress thrusters for various maneuvers. Progress M is equipped with four propellant tanks (two fuel and two oxidizer tanks) and two





зоваться двигателями корабля «Прогресс» для осуществления маневров со станцией. В ОКД корабля «Прогресс М» установлено четыре топливных бака (по два для горючего и окислителя) и два бака для воды. Корабль «Прогресс М1» имеет восемь топливных баков, при этом баки для воды в отсеке компонентов дозаправки отсутствуют, а вода доставляется в отдельных емкостях, устанавливаемых в грузовом отсеке.

Приборно-агрегатный отсек

Герметичный приборно-агрегатный отсек корабля «Прогресс» похож на такой же отсек корабля «Союз». ПАО «Прогресса» вдвое длиннее и содержит дополнительную аппаратуру, которая на «Союзе» находится в бытовом отсеке.

образным кислородом, азотом или воздухом для нужд станции. Топливо доставляемое «Прогрессом» на МКС, поступает из корабля на станцию по трубопроводам через специальные гидроразъемы на стыковочном агрегате. Топливо из баков отсека компонентов дозаправки может также исполь-

Корабль «Прогресс М» — модернизированный грузовой корабль, на котором по сравнению с грузовым кораблем «Прогресс» комплекс бортовых систем заменен на более совершенный, с использованием бортовой вычислительной машины и системы электропитания с солнечными батареями, что позволило:

- увеличить время автономного полета с 3 до 30 суток (без стыковки со станцией);
- увеличить время возможного пребывания на станции с 90 до 180 суток.

Корабль «Прогресс М1» с возможностью доставки при каждом пуске больших запасов топлива — модернизированный грузовой корабль, предназначенный для обслуживания Международной космической станции.

Основными причинами модернизации были требования программы МКС.

Особенность кораблей этой модификации заключается в возможности доставлять на станцию до 1950 кг топлива, которое может перекачиваться в баки станции или вырабатываться двигателями корабля. Тем самым экономится ресурс двигателей станции.



water tanks. Progress M1 has eight propellant tanks and no water tanks. In case of Progress M1, water is delivered in separate containers mounted in the cargo module.

Equipment Bay

The Progress equipment bay is similar to that on Soyuz but the pressurized equipment section is twice as long and contains additional avionics equipment. In case of Soyuz this equipment is mounted in the orbital module.

The Progress M cargo spaceship is an upgraded spacecraft which is equipped with an enhanced onboard computer and a power supply system with solar batteries. These improvements enabled to:

- increase the time of autonomous flight from 3 to 30 days (without docking to the orbital station);
- increase the time of staying at the orbital station from 90 to 180 days.

The Progress M1 cargo spaceship is an upgraded spacecraft designed for maintaining the International Space Station.

The modernization was for the greater part necessitated by ISS program requirements.

The Progress key feature is its capability of delivering up to 1,950 kg of propellant to the orbital station which can be transferred to the station tanks or burnt up by the spaceship engines, thereby saving resources of the station engines.





Основные характеристики

Характеристика	Тип корабля	
	«Прогресс М»	«Прогресс М1»
Масса, кг:		
корабля	7020 - 7320	7200 - 7420
доставляемых на станцию грузов, в том числе:		
«сухих» грузов	2100 - 2620	2230 - 2450
в грузовом отсеке	до 1800	до 1800
воды в баках системы «Родник»	до 420	
топлива для дозаправки баков станции или расходования двигателями корабля в интересах станции	до 1150	до 1950
газа для обитаемых отсеков	до 50	до 40
Параметры орбиты:		
высота, км	до 400	до 460
наклонение, град	51,6	51,6
Геометрические размеры:		
корабля, мм:		
длина (по корпусу)	7230	7230
диаметр:		
максимальный	2720	2720
приборного отсека	2100	2100
размах панелей солнечных батарей	10700	10700
грузового отсека, мм:		
длина	2406	2406
диаметр:		
общий	2200	2200
люка стыковочного агрегата	800	800
дополнительных трех загрузочных люков	470	470
Размеры доставляемых и удаляемых грузов, мм:		
диаметр и диагональ прямоугольника	менее 750	менее 750
длина	1500	1500
Масса отдельных доставляемых (удаляемых) грузов, кг:		
закрепленных на рамках	до 200	до 200
укладываемых в контейнерах	до 50	до 50
Суммарная масса удаляемых со станции грузов, кг:		
в грузовом отсеке	до 1500	до 1500
жидких отходов в баках «Родника»	до 420	

Key Performance

Performance	Spaceship Type	
	Progress M	Progress M1
Mass, kg		
Spaceship Mass	7,020 - 7,320	7,200 - 7,420
Cargo Dry Mass	2,100 - 2,620	2,230 - 2,450
Cargo Mass (in cargo module)	up to 1,800	up to 1,800
Rodnik Tanks Water Mass	up to 420	
Propellant Mass	up to 1,150	up to 1,950
Habitation Module Gas Mass	up to 50	up to 40
Orbit Parameters		
Height, m	up to 400	up to 460
Inclination, deg	51.6	51.6
Overall Dimensions, mm		
Spaceship Maximum Length	7,230	7,230
Spaceship Maximum Diameter	2,720	2,720
Equipment Bay Diameter	2,100	2,100
Solar Batteries Span	10,700	10,700
Cargo Module Length	2,406	2,406
Cargo Module Overall Diameter	2,200	2,200
Docking Hatch Diameter	800	800
Three Additional Hatches Diameter	470	470
Delivered/Disposal Cargo Dimensions, mm		
Rectangle Diameter and Diagonal	less than 750	less than 750
Length	1,500	1,500
Delivered/Disposal Cargo Mass, kg		
Fixed on Frames	up to 200	up to 200
Packed in Containers	up to 50	up to 50
Disposal Cargo Total Mass, kg		
In Cargo Module	up to 1,500	up to 1,500
Liquid Waste Mass	up to 420	



Список доставляемых грузов

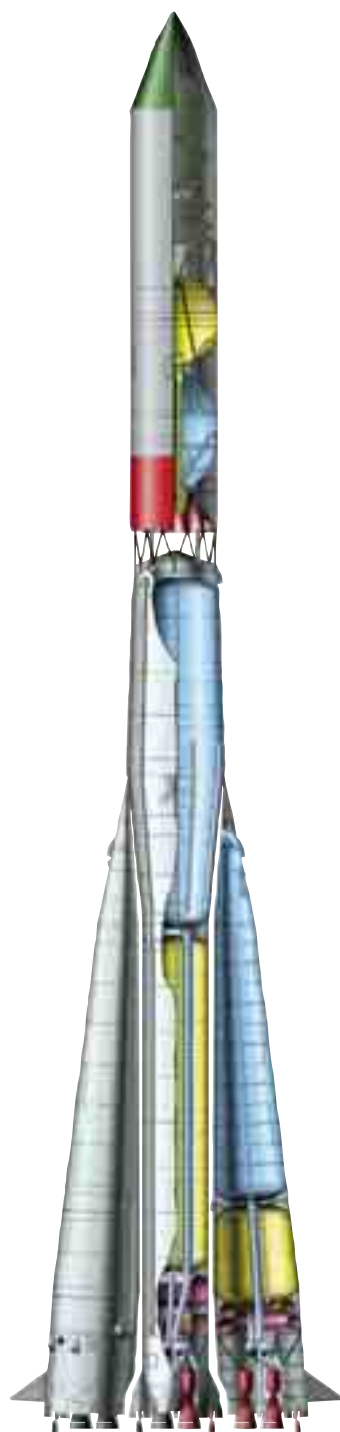
Масса корабля на момент старта	7260 кг
Топливо в баках комбинированной двигательной установки (КДУ)	880 кг
Суммарная масса грузов, доставляемых кораблем	2542 кг
Топливо в баках системы дозаправки (заправка)	440 кг
Газ в баллонах средств подачи кислорода (СрПК)	50 кг
Вода в баках системы «Родник»	420 кг
Топливо в баках КДУ для нужд МКС (при реализации штатной программы стыковки)	250 кг
Оборудование, доставляемое в грузовом отсеке:	1382 кг
средства обеспечения газового состава (поглотитель — 1 шт., газоаналитическая аппаратура, укладка принадлежностей к анализатору оперативного контроля, аппаратура системы удаления углекислого газа «Воздух»)	20 кг
средства водообеспечения (фильтр газожидкостной смеси, блок колонок очистки (БКО) — 2 шт., блок колонок блока кондиционирования воды)	51 кг
средства санитарно-гигиенического обеспечения (контейнер твердых отходов — 7 шт., емкость для воды — 11 шт., емкость с консервантом — 3 шт., фильтр воздушный, сборник с отжимом)	74 кг
средства обеспечения пищей (контейнер с рационами питания — 38 шт., свежие продукты)	272 кг
средства медицинского обеспечения (белье, средства личной гигиены, средства профилактики неблагоприятного действия невесомости, средства оказания медицинской помощи, средства медицинского контроля и обследования)	98 кг
средства индивидуальной защиты (блок кислородный — 10 шт., емкость с водой — 4 шт.)	123 кг
система противопожарной защиты (датчик сигнализатор дыма — 8 шт., извещатель дыма электроиндукционный — 3 шт.)	14 кг
система обеспечения теплового режима (сборка ручного насоса, комплект сменных магистралей откачки конденсата)	20 кг
система управления бортовой аппаратурой (оборудование интеграции ATV, комплект кабелей)	9 кг
бортовая вычислительная система (контроллер сетевого канала)	23 кг
система электропитания (преобразователь тока аккумуляторной батареи, блок 800А — 2 шт.)	162 кг
бортовая информационная телеметрическая система (коммутационное устройство)	1 кг
система технического обслуживания и ремонта (пояс монтажный, мешки для контейнеров, кабельный держатель)	7 кг
комплекс средств поддержки экипажа/элементы конструкции (бортдокументация, посылка для экипажа — 3 шт., видео и фотоматериалы)	23 кг
антенно-фидерные устройства межбортовой радиолинии (блок управления антенными переключателями, транспортные установочные устройства, кабели — 14 шт.)	35 кг
комплекс целевых нагрузок (контейнер ОСП-01 — 2 шт., контейнер JCF-01V — 1 шт., термостат биотехнологический универсальный, геофизические, медикобиологические, биотехнологические, радиобиологические исследования)	37 кг
оборудование для ФГБ (унифицированный коммутационный прибор, комплект Фунгистат, укладка с пробирками)	17 кг
US-оборудование (контейнер с рационами питания — 28 шт., сумка-контейнер СТВ с пищей — 2 шт., контейнер IRED — 2 шт., анализатор основных составляющих атмосферы МСА в сборе с укладкой для монтажа блока МСА в ТК «Прогресс», сумки СТВ (с оборудованием) — 2 шт.)	297 кг

List of Cargoes Delivered to the ISS

Spaceship Liftoff Mass	7,260 kg
Integrated Propulsion System Propellant Mass	880 kg
Total Cargo Mass	2,542 kg
Fueling System Propellant Mass.....	440 kg
Oxygen Feed System Gas Mass	50 kg
Rodnik Water Mass	420 kg
Integrated Propulsion System Propellant Mass (necessary for docking)	250 kg
Equipment delivered in the cargo module:.....	1,382 kg
Atmosphere revitalization system (a carbon-dioxide absorber, gas analysis equipment, an on-line monitoring analyzer, Vozdukh carbon-dioxide removal system equipment)	20 kg
Water supply means (a gas liquid mixture filter, 2 purification columns units, water conditioning unit columns)	51 kg
Sanitary and hygiene facilities (7 solid waste containers, 11 water containers, 3 preservative containers, an air filter, a pressing receptacle)	74 kg
Food system (38 food containers, fresh food)	272 kg
Orbiter medical system (underwear, hygiene means, zero-gravity effect preventive means, medical aid means, medical monitoring system)	98 kg
Personal protective equipment (10 oxygen units, 4 water containers)	123 kg
Fire-fighting system (8 smoke detectors, 3 eddy-current smoke detectors)	14 kg
Temperature control system(a hand pump, a set of condensate evacuation lines)	20 kg
Onboard equipment control system (ATV integration equipment, associated cables)	9 kg
Onboard computer (a network channel controller)	23 kg
Power supply system (a battery current converter, 2 800A units)	162 kg
Onboard telemetry system (a switching system)	1 kg
Maintenance system (a safety strap, container bags, a cable holder)	7 kg
Crew support complex/hardware elements (flight data files, 3 packages for the crew members, video and photographic material)	23 kg
Air-to-air radio link antenna feeder system (an antenna relay control unit, transport mounting devices, 14 cables)	35 kg
Research equipment (2 OCP-01 containers, 1 JCF-01V container, a universal biotechnological thermostat, geophysical, biomedical, biotechnological and radiobiological research)	37 kg
Functional cargo block equipment (a unified switch apparatus, fungistat, tubes)	17 kg
US equipment (28 food containers, 2 CTB food container bags, 2 IRED containers, an air analyzer, 2 CTB equipment bags)	297 kg

РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ «СОЮЗ-У»

SOYUZ-U LAUNCH VEHICLE



Ракета-носитель (РН) «Союз-У» предназначена для выведения на околоземную орбиту космических аппаратов народнохозяйственного, научно-исследовательского («Ресурс-Ф», «Бион») и специального назначения (спутники серии «Космос»), а также пилотируемых и грузовых космических кораблей серий «Союз» и «Прогресс».

Главным разработчиком и изготовителем РН «Союз-У» является Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара, заказчиком — Федеральное космическое агентство.

РН «Союз» эксплуатируется с 1966 года (модификация «Союз-У» — с 1973). В настоящее время продолжает активно использоваться и имеет характеристики, обеспечивающие надежное выведение на орбиту современных космических аппаратов. По количеству запусков и надежности является бесспорным мировым лидером среди ракет-носителей среднего класса.

Конструктивно РН «Союз-У» выполнена по схеме с параллельным отделением боковых ракетных блоков в конце работы первой ступени и поперечным отделением ракетного блока второй ступени по окончании его работы. Каждый из блоков ракеты-носителя снабжен самостоятельной двигательной установкой, работающей на жидком нетоксичном топливе (кислород, керосин).

Первая ступень ракеты-носителя включает четыре боковых блока конической формы, закреплённых в шаровых опорах центрального блока.

Конструктивно-компоновочная схема бокового блока состоит из силового конуса, несущего конического бака окислителя, межбакового отсека, несущего конического бака горючего, отсека баков перекиси водорода и жидкого азота и цилиндрического хвостового отсека специальной формы.

В хвостовом отсеке каждого бокового блока размещается автономный жидкостный двигатель однократного включения РД-117, работающий на жидком кислороде и керосине и оснащенный четырьмя маршевыми камерами и двумя рулевыми соплами.

Для управления полетом на каждом боковом блоке с внешней стороны, противоположной центральному блоку, на небольшом пилоне установлен аэродинамический руль, выполненный в виде треугольного крыла малого удлинения. Для привода руля имеется электрическая рулевая машина.

Двигатели боковых блоков работают в течение ~118 секунд после старта, затем отключаются. Выключение происходит по результатам сравнения текущего значения скорости с расчетным. После отключения двигателей боковые блоки отделяются от центрального блока и сбрасываются.

The Soyuz-U launch vehicle (LV) is intended to place civilian, research (Resurs-F, Bion) and special-purpose (Kosmos satellites) spacecraft, as well as Soyuz and Progress spaceships into low Earth orbit.

The Soyuz-U LV was developed and manufactured by the Progress State Research and Production Rocket Space Center (TsSKB Progress) of Samara under a contract awarded by the Federal Space Agency.

The Soyuz LV was put into operation in 1966 (Soyuz-U LV — in 1973). Since its capabilities ensure modern spacecraft insertion into orbit the LV is widely used at present. In terms of the number of launches and reliability, it is an indisputable world leader among medium-class launch vehicles.

In terms of design, the Soyuz-U launch vehicle is a system with parallel separation of the lateral rocket engine assemblies upon 1st stage burnout, and transverse separation of the 2nd stage engine assembly after burnout. Each launch vehicle assembly has its own propulsion unit using non-toxic propellants (oxygen and kerosene).

The LV first stage consists of 4 conical lateral assemblies. These assemblies are attached to the core section by means of spherical joints.

The lateral assembly consists of a load-bearing cone, a conical integral oxidizer tank, an intertank bay, a conical integral fuel tank, a module of hydrogen peroxide and liquid nitrogen tanks, and a cylindrical tail section.

The RD-117 self-contained single-burn liquid propellant engine is mounted in the tail section of each lateral assembly. RD-117 uses liquid oxygen and kerosene as propellants and is equipped with four cruising chambers and two steering nozzles.

Flight control is carried out by air rudders, of triangle low-aspect wing design, mounted on a small pylon in each lateral assembly. An electric actuating unit is used as the rudder driver.

The lateral assembly engines burn approximately 118 sec, following which they



Двигательная установка первой ступени

Двигательная установка включает в себя четыре одинаковых жидкостных реактивных двигателя (ЖРД), установленных по одному на каждый из четырех боковых блоков, составляющих первую ступень. Первоначально боковые блоки комплектовались двигателями РД-107, разработанными в 1954-1957 гг. в ОКБ-456 (ныне НПО «Энергомаш») под руководством В. П. Глушко для первой ступени межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) Р-7. Двигатели типа РД-107 различных модификаций (8Д75, 8Д728, 11Д511) устанавливались на ракеты-носители «Спутник», «Восток», «Восход», «Молния», «Союз». В настоящее время на ракетах-носителях «Союз-У» используется модификация двигателя (РД-117), разработанная в 1971-1975 гг. и являющаяся одной из наиболее совершенных и надежных среди мо-

дификаций двигателя типа РД-107. На модернизированных носителях «Союз-ФГ» применяется модификация двигателя РД-107А. Двигатель РД-117, выполненный по схеме без дожигания, содержит четыре основных и две рулевых камеры, турбонасосный агрегат (ТНА), газогенератор (ГГ), агрегаты управления, силовую раму и пр. Основные камеры ЖРД паяно-сварной конструкции с внутренним и регенеративным охлаждением создают 92% тяги. Эти камеры являются неподвижными. Рулевые камеры при помощи гидроприводов могут отклоняться на углы до 45 градусов. Тяга каждой из рулевых камер примерно в шесть раз меньше, чем основной. Рулевые камеры по конструкции аналогичны основным. ТНА состоит из двух основных насосов (для горючего и окислителя), осевой двухступенчатой турбины, а также двух вспомогательных насосов. Первый из вспомога-

ных насосов подает жидкий азот в теплообменник. Испарившийся в теплообменнике азот используется для наддува всех баков блока. Второй вспомогательный насос подает перекись водорода в газогенератор. Полученный парогаз вращает турбину ТНА. Запуск ЖРД плавный, трехступенчатый. Зажигание топлива в камерах осуществляется пиротехническими устройствами, установленными на штативах со стороны сопел. Регулирование тяги в полете производится за счет изменения подачи перекиси водорода в газогенератор. Соотношение компонентов в камерах при этом регулируется дросселем горючего. Выключение двигателя – двухступенчатое. Первоначально ЖРД переводится на режим промежуточной (пониженной) тяги, а затем одновременно прекращается подача компонентов в камеры и газогенератор.

Параметр	РД-117
Тяга на Земле / в пустоте, кН	821 / 1000
Удельный импульс тяги на Земле / в пустоте, Н·с/кг	2520 / 3080
Давление в камере, МПа	5,85
Соотношение компонентов	2,47
Масса двигателя (сухая), кг	1155
Диаметр двигателя (без рулевых камер), мм	2580
Высота двигателя (без рулевых камер), мм	2860

Вторая ступень (центральный блок) состоит из хвостового отсека, в котором установлен двигатель однократного включения РД-118, содержащий четыре маршевые камеры и четыре рулевых сопла, отсека бака перекиси водорода, в котором также установлен тороидальный бак жидкого азота, отсека

бака горючего, межбакового отсека, отсека бака окислителя и приборного отсека.

Запуск двигателей центрального и боковых блоков производится на Земле, это даёт возможность контролировать их работу в переходном режиме и при возникновении неисправностей во время пуска отменять

First Stage Propulsion System

The first stage propulsion system consists of four similar liquid propellant jet engines each mounted in four lateral assemblies. Initially the lateral assemblies were equipped with RD-107 developed between 1954 and 1957 by the Experimental Design Bureau 456 (now Glushko Research and Production Association for Power Engineering) for the R-7 first stage. Various modifications of RD-107 class engines (8D75, 8D728, and 11D511) were mounted on Sputnik, Vostok, Voskhod, Molniya, Soyuz launch vehicles. Nowadays a modification of the RD-107 engine – RD-117 – is used on Soyuz-U and is considered one of the most reliable modifications of RD-107. The

upgraded Soyuz-FG launch vehicle is equipped with RD-107A. RD-117 (designed with no afterburning function) is comprised by four main and two steering chambers, a turbo pump unit, a gas generator, control systems, a carrier and so on. The engine main chambers featuring braze-welded structure with internal and regenerative cooling develop 92% of thrust. These chambers are fixed. Steering chambers are deflected by hydraulic actuators to a maximum angle of 45 degrees. Each steering chamber develops 6 times as little thrust as the main one. Steering chambers are similar to main ones in structure. The turbopump unit consists of two primary pumps (oxidizer pump and fuel pump), a two-stage axial flow turbine, and two auxiliary pumps. One

of the two auxiliary pumps supplies the heat-exchanger with nitrogen. Nitrogen vapors are used for pressurization of all assembly tanks. The other pump supplies the gas generator with hydrogen peroxide. Steam from the gas generator feeds the turbopump unit turbine. The engine is ignited smoothly in three stages. The chambers are ignited by means of nozzle-end mounted pyrotechnics. Thrust is controlled during flight by hydrogen peroxide feed change. Mixture ratio control is achieved by means of a propellant throttle. The engine shutdown has two stages. The engine starts developing half of nominal thrust following which propellant flow to the chambers and gas generator is blocked.



Двигатель РД-107 первой ступени
RD-107 First Stage Engine

Parameters	RD-117
Ground Thrust / Vacuum Thrust, kN	821 / 1,000
Ground / Vacuum Thrust Specific Impulse, N·s/kg	2,520 / 3,080
Chamber Pressure, MPa	5.85
Mixture Ratio	2.47
Engine Dry Mass, kg	1,155
Engine Maximum Diameter (without steering chambers), mm	2,580
Engine Maximum Height (without steering chambers), mm	2,860

are shut down. The shutdown occurs after current/rated velocity analysis. After shutdown the lateral assemblies are jettisoned from the core section.

The second stage (the core section) consists of a tail section, a hydrogen peroxide tank with a liquid nitrogen toroidal tank mounted inside, a

Двигательная установка второй ступени

Жидкостный реактивный двигатель, устанавливаемый на второй ступени РН «Союз», аналогичен по конструкции двигателям, которыми комплектуются боковые блоки, образующие первую ступень ракеты. Отличия в основном состоят в некоторых характеристиках, в количестве рулевых камер и исполнении ряда агрегатов. Первоначально на центральный блок (блок «А») устанавливался двигатель РД-108, разработанный в 1954-1957 гг. в ОКБ-456 (ныне НПО «Энергомаш») под руководством В. П. Глушко для

второй ступени МБР Р-7. Как и двигатель типа РД-107, ЖРД РД-108 прошел несколько этапов модернизации (8Д74, 8Д727, 11Д512 и др.) и применялся на ракетах-носителях «Спутник», «Восток», «Восход», «Молния», «Союз». В настоящее время на ракетах-носителях «Союз-У» используется модификация двигателя (РД-118), разработанная в 1971-1975 гг. и являющаяся одной из наиболее совершенных и надежных среди модификаций двигателя типа РД-108. На модернизированных носителях «Союз-ФГ» применяется модификация двигателя РД-108А.

Двигатель РД-118 имеет четыре основные и четыре рулевые камеры. Камеры, турбонасосный агрегат и газогенератор – те же, что и в РД-117. Одно из отличий двигателя блока «А» от ЖРД бокового блока состоит в конструкции дросселя горючего, осуществляющего регулирование соотношения компонентов топлива в двигателе с целью синхронного опорожнения баков. Запуск ЖРД РД-118 в отличие от РД-117 производится в две ступени, а выключение осуществляется без предварительного перевода на режим промежуточной тяги.

Параметр	РД-118
Тяга на Земле / в пустоте, кН	779 / 997
Удельный импульс тяги на Земле / в пустоте, Н·с/кг	2430 / 3090
Давление в камере, МПа	5,10
Соотношение компонентов	2,39
Масса двигателя (сухая), кг	1250
Диаметр двигателя (без рулевых камер), мм	1950
Высота двигателя (без рулевых камер), мм	2860

пуск ракеты, что обеспечивает повышение безопасности эксплуатации.

Управление полетом по трем осям осуществляется с помощью четырех рулевых камер двигателя РД-118.

Номинальное время работы двигателя центрального блока составляет ~280-290 секунд.

Разделение второй и третьей ступеней происходит по «горячей схеме».

Третья ступень (блок «И»), состоящая из переходного отсека, бака горючего, бака окислителя, хвостового отсека и двигателя, установлена на центральном блоке

и соединена с ним с помощью ферменной конструкции.

Блок «И» снабжен двигательной установкой, состоящей из четырехкамерного двигателя однократного включения и четырех поворотных рулевых сопел, используемых для управления полетом по трем осям. Маршевый двигатель третьей ступени включается примерно за две секунды до отключения центрального блока.

Газы, истекающие из сопел двигателя третьей ступени, непосредственно отделяют ступень от центрального блока. Время работы двигателя третьей ступени составляет

Second Stage Propulsion System

The Soyuz second stage liquid propellant jet engine is structurally similar to the first stage lateral assembly engines. Some characteristics are different, such as the number of steering chambers and design of some devices. Initially the core section (Assembly A) was equipped with RD-108 developed between 1954 and 1957 by Experimental Design Bureau

456 (now the Glushko Research and Production Association for Power Engineering) for the R-7 second stage. Like RD-107 various modifications of RD-108 class engines (8D74, 8D727, and 11D512) were mounted on Sputnik, Vostok, Voskhod, Molniya, and Soyuz launch vehicles. Nowadays a modification of the RD-108 engine – RD-118 – is used on Soyuz-U and is considered one of the most reliable modifications of RD-108. The

upgraded Soyuz-FG launch vehicle is equipped with RD-108A. RD-118 is comprised by four main and four steering chambers. The chambers, turbopump unit and gas generator are similar to those of the RD-117 engine. The Assembly A engine differs from the lateral block engine in propellant throttle structure which control engine mixture ratio by way of synchronous tank depletion. Unlike RD-117 RD-118 is ignited in two stages and shut down in one stage.



Двигатель РД-108 второй ступени
RD-108 Second Stage Engine

Parameters	RD-118
Ground Thrust / Vacuum Thrust, kN	779 / 997
Ground/ Vacuum Thrust Specific Impulse, N·s/kg	2,430 / 3,090
Chamber Pressure, MPa	5.10
Mixture Ratio	2.39
Engine Dry Mass, kg	1,250
Engine Maximum Diameter (without steering chambers), mm	1,950
Engine Maximum Height (without steering chambers), mm	2,860

Three-axis flight control is carried out by means of RD-118 four steering nozzles.

Nominal burn duration of the core section engine makes up approximately 280-290 sec.

The second stage separates from the third one according

to the so called «hot profile». The tail section incorporates the RD-118 single-burn liquid propellant engine, consisting of four cruising chambers and four steering nozzles.

Liquid propellant engines of the core section and lateral assemblies are ignited on the ground, which makes possible engine burn transient control and launch abort in the event of a malfunction. This procedure increases operation safety.

to the so called «hot profile».

The third stage (Assembly I) consists of a transfer compartment, a fuel tank, an oxidizer tank, a tail section and RD-0110. The stage is mounted on the core section and is connected with it by truss structure.

Assembly I propulsion system consists of a four-chamber single-burn engine and four gimbaled steering nozzles (used for three-axis flight control). The third stage sustainer

Двигательная установка третьей ступени

Жидкостный реактивный кислородно-керосиновый двигатель РД-0110, устанавливаемый на третьей ступени (блок «И») РН «Союз», создан в Конструкторском бюро химической автоматики под руководством С. А. Косберга на базе ЖРД РД-0106 (блок «Б» МБР Р-9), РД-0107/РД-0108 (блок «И» ракет-носителей «Молния» и «Восход»). ЖРД РД-0110 выполнен по открытой схеме без дожигания с турбо-насосной системой подачи топлива. В состав двигателя входят четыре основные камеры, четыре рулевых сопла, турбонасосный агрегат, газогенератор, агрегаты наддува баков блока, пиротехнические средства для раскрутки турбины ТНА, воспламенения топлива при запуске двигателя и срабатывания агрегатов управления. Все четыре основные камеры, закрепленные неподвижно относи-

тельно конструкции ступени, питаются от одного ТНА, который расположен по оси блока между камерами. Газогенератор имеет стабилизацию соотношения компонентов и температуры вырабатываемого газа. Восстановительный газ, вырабатываемый газогенератором на основных компонентах, после турбины направляется в четыре поворотных рулевых сопла, управляющих полетом блока за счет отклонения на углы до 40 градусов. Рулевые сопла с тягой по 6 кН установлены в нижней части силовой рамы двигателя. Основными элементами системы наддува баков являются газификатор, в котором испаряется жидкий кислород, идущий на наддув баков

окислителя, и теплообменник, в котором охлаждается генераторный газ, отбираемый из коллектора турбины и идущий на наддув баков горючего. Агрегаты автоматики двигателя обеспечивают двухступенчатый (с режимом «промежуточной» тяги) запуск ЖРД. Выключение двигателя – одноступенчатое. В полете по командам систем регулятора кажущейся скорости (РКС) и синхронного опорожнения баков (СОБ) блока регулируется тяга двигателя и соотношение компонентов топлива в камерах.

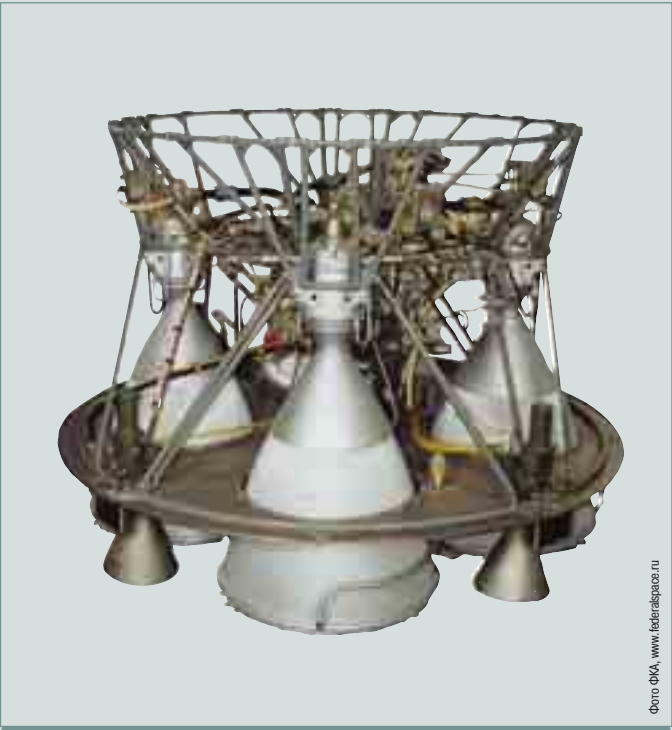


Фото ФКА, www.fka.ru

Двигатель РД-0110 третьей ступени
RD-0110 Third Stage Engine

–230 секунд. После отключения двигателя и отделения космического аппарата (или четвертой ступени с космическим аппаратом) третья ступень выполняет маневр увода

путем открытия дренажного клапана в баке горючего.

Third Stage Propulsion System

The RD-0110 liquid propellant oxygen-kerosene jet engine used for the third stage (Assembly I) was developed and manufactured by the Chemical Automation Design Bureau under the guidance of S. A. Kosberg on the basis of RD-0106 (the R-9 Assembly B) and RD-0107/RD-0108 (Molniya/Voskhod Assembly I). RD-0110 (designed with no afterburning function) has a turbopump propellant feed system and consists of four

main chambers, four steering nozzles, a turbopump unit, a gas generator, tank pressurization devices, and pyrotechnics used for the turbopump unit turbine feed, propellant ignition and control devices. All the chambers are fixed and fueled by one and the same turbopump unit mounted on the assembly axle. The gas generator has a mixture ratio control system and gas temperature control system. Reducing gas generated by the gas generator goes to the four steering nozzles which control the assembly during flight deflecting to an angle

of 40 degrees. Steering nozzles developing 6 kN thrust are mounted on the lower part of the engine carrier. The main hardware elements of the tank pressurization system are the oxygen converter (oxygen is used for oxidizer tank pressurization) and the heat exchanger in which generated gas is cooled (gas is used for fuel tank pressurization). Engine control devices ignite the engine in two stages. Engine shutdown has only one stage. Engine thrust and mixture ratio are controlled during flight by apparent

Parameters	RD-0110
Vacuum Thrust, kN	298
Vacuum Thrust Specific Impulse, N·s/kg	3,195
Chamber Pressure, MPa	6.8
Engine Dry Mass, kg	410
Engine Maximum Diameter (without steering chambers), mm	2,240
Engine Maximum Height (without steering chambers), mm	1,575

engine is ignited approximately 2 sec before the core section shutdown. The third stage engine outgoing gases directly separate this stage from the core section. The third stage engine burn

lasts approximately 230 sec. After engine shutdown and spacecraft (or fourth stage/ spacecraft) separation, the fuel tank valve opens and the third stage performs a break-off maneuver.



Основные
характеристики
ракеты-носителя

Параметр	Значение
Количество ступеней	3
Стартовая масса, т	313
Стартовая масса (без космической головной части), т	~297
Сухая масса (с головным обтекателем), т	26,5
Стартовая тяга, кН	4063
Длина (без космической головной части), м	36,5 (среднее значение для разных модификаций блоков)
Наибольший поперечный размер, м	10,3
Размеры головного обтекателя:	
длина (в зависимости от типа КА), м	7,31 - 10,14
диаметр цилиндрической части (в зависимости от типа КА), м	2,7 - 3,3
Система управления	аналоговая
Точность выведения:	
по высоте, км	до 10
по периоду обращения, с	до 6
по углу наклона орбиты, угловых минут	до 2
Первая ступень (боковые блоки, блоки «Б», «В», «Г», «Д»)	
Количество блоков	4
Масса заправленного блока (стартовая масса), т	43,4
Сухая масса, т	3,80
Длина блока, м	19,8
Наибольший поперечный размер, м	3,82
Наибольший диаметр топливных баков, м	2,68
Компоненты топлива:	
горючее	керосин
окислитель	жидкий кислород
Вспомогательные компоненты:	
для привода ТНА	перекись водорода
для наддува баков	азот
Двигатель	РД-117 (по одному на каждом из четырех блоков)
Продолжительность работы ступени, с	~118
Вторая ступень (центральный блок, блок «А»)	
Количество блоков	1
Масса заправленного блока (стартовая масса), т	99,5
Сухая масса, т	6,55
Длина блока, м	27,1
Наибольший поперечный размер, м	2,95
Диаметр топливных баков, м	2,66
Компоненты топлива:	
горючее	керосин
окислитель	жидкий кислород
Вспомогательные компоненты:	
для привода ТНА	перекись водорода
для наддува баков	азот
Двигатель	РД-118
Продолжительность работы ступени, с	~280
Третья ступень (блок «И»)	
Количество блоков	1
Масса заправленного блока (стартовая масса), т	25,3
Сухая масса, т	2,71
	(среднее значение массы блока для трех существующих модификаций)
Длина блока, м	6,7 - 9,4
	(разница в значениях обусловлена наличием трех модификаций блока «И»)
Наибольший поперечный размер, м	2,95
Диаметр топливных баков, м	2,66
Компоненты топлива:	
горючее	керосин
окислитель	жидкий кислород
Двигатель	РД-0110
Продолжительность работы ступени, с	~240

Soyuz-U
Characteristics

Parameters	Data
Number of Stages	3
Launch Vehicle Liftoff Mass, t	313
Launch Vehicle Liftoff Mass (without the spacehead), t	~297
Launch Vehicle Dry Mass (with the payload fairing), t	26.5
Liftoff Thrust, kN	4,063
Launch Vehicle Maximum Height (without the spacehead), m	36.5 (assembly modification average)
Launch Vehicle Span, m	10.3
Spacehead Dimensions:	
Maximum Height (depending on the spacecraft class), m	7.31 - 10.14
Cylindrical Section Maximum Diameter (depending on the spacecraft class), m	2.7 - 3.3
Control System	analog
Insertion Accuracy:	
Height Insertion Accuracy, km	up to 10
Orbital Period Insertion Accuracy, sec	up to 6
Orbit Inclination Angle Insertion Accuracy, angular min	up to 2
First Stage (Lateral Assemblies, Assemblies B, V, G, D)	
Number of Assemblies	4
Fueled Assembly Liftoff Mass, t	43.4
Assembly Dry Mass, t	3.80
Assembly Maximum Length, m	19.8
Assembly Span, m	3.82
Propellant Tank Maximum Diameter, m	2.68
Propellant Components:	
Fuel	kerosene
Oxidizer	liquid oxygen
Auxiliary Components:	
Turbopump Unit Actuator Auxiliary Components	hydrogen peroxide
Tank Pressurization Auxiliary Components	nitrogen
Engine Type	RD-117 (each assembly equipped with one engine)
Total Burn Duration, sec	~118
Second Stage (Core Section, Assembly A)	
Number of Assemblies	1
Fueled Assembly Liftoff Mass, t	99.5
Assembly Dry Mass, tons	6.55
Assembly Maximum Length, m	27.1
Assembly Span, m	2.95
Propellant Tank Maximum Diameter, m	2.66
Propellant Components:	
Fuel	kerosene
Oxidizer	liquid oxygen
Auxiliary Components:	
Turbopump Unit Actuator Auxiliary Components	hydrogen peroxide
Tank Pressurization Auxiliary Components	nitrogen
Engine Type	RD-118
Total Burn Duration, sec	~280
Third Stage (Assembly I)	
Number of Assemblies	1
Fueled Assembly Liftoff Mass, t	25.3
Assembly Dry Mass, t	2.71 (mass average)
Assembly Maximum Length, m	6.7 - 9.4 (depending on the Assembly I modification)
Assembly Span, m	2.95
Propellant Tank Maximum Diameter, m	2.66
Propellant Components:	
Fuel	kerosene
Oxidizer	liquid oxygen
Engine Type	RD-0110
Total Burn Duration, sec	~240

СТАРТОВЫЙ КОМПЛЕКС РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ»

SOYUZ LAUNCHING COMPLEX

Комплекс предназначен для предстартовой подготовки и проведения пусков ракеты-носителя среднего класса типа «Союз» с различными космическими аппаратами.

Главным разработчиком стартового комплекса (СК) является федеральное государственное унитарное предприятие «Конструкторское бюро общего машиностроения» (КБОМ).

Стартовый комплекс, созданный в 1957 году в необычайно короткое время для МБР Р-7, в дальнейшем неоднократно дорабатывался в связи с модернизацией ракеты Р-7, введением дополнительных ступеней и превращением ее в ракету-носитель, выводящую в космическое пространство большое количество различных космических аппаратов. СК успешно использовался при запуске первой межконтинентальной баллистической ракеты, первого и многих других искусственных спутников Земли, Ю. А. Гагарина – первого космонавта в истории человечества, космических кораблей «Восток», «Восход», «Союз», космических аппаратов, запущенных на Луну, Марс, Венеру. Для народного хозяйства производились запуски спутников телевизионного вещания, связи, фотосъемки поверхности Земли, прогнозирования погоды, биологических исследований, а также проводились работы с иностранными фирмами в области биотехнологии и исследования космоса.

В состав стартового комплекса входят:

- комплект технологического оборудования, обеспечивающий доставку ракеты на стартовую площадку, установку ее в стартовую систему, наведение РН по азимуту, проведение предстартовых комплексных испытаний, заправку РН компонентами топлива и сжатыми газами, термостатирование космического аппарата (КА) и приборных отсеков РН, пуск ракеты;



© Издательство «РЕСТАРТ», фото С. Пронин, 2002 г.



© Издательство «РЕСТАРТ», фото С. Пронин, 2002 г.



Стартовые сооружения со стартовой системой для РН «Союз» являются сложными в техническом отношении и оригинальными по своей конструкции. Это многоэтажное железобетонное здание, верхняя часть которого находится на уровне стартовой площадки, с широким проемом в центре, переходящим в односкатный глубокий газоход.

На «балконе-козырьке» стартового сооружения расположена уникальная по своему конструктивному решению стартовая система, на подвижной круговой части которой закреплены четыре ажурные отки-

- сооружения для размещения оборудования;
- комплект технических систем, создающих необходимые условия для функционирования оборудования и жизнедеятельности обслуживающего персонала в сооружениях (вентиляция, освещение и т.п.);
- системы дистанционного управления технологическими и обеспечивающими системами и комплекты контрольно-проверочного оборудования РН и КА.



дывающиеся опорные фермы. На них как бы «подвешивается» ракета-носитель.

Шарнирное крепление опорных ферм позволяет сводить их до замыкания в верхней части в единое силовое кольцо, которое удерживается в замкнутом состоянии массой «висящей» ракеты. С началом движения ракеты при старте нагрузка на силовое кольцо снимается, и опорные фермы под действием собственных противовесов раскрываются, давая проход РН.

Такая схема — подвеска ракеты за опорные части, расположенные около центра ее

This complex is intended to prepare and launch the Soyuz launch vehicle with various spacecraft (SC).

The launching complex (LC) was developed by the Barmin General Engineering Design Bureau (KBOM).

Constructed in 1957, the LC was upgraded more than once to fit the improving R-7 rocket which eventually turned into a launch vehicle (LV) delivering various payloads to orbit. The launch facility proved successful during the first ICBM launch operation, the insertion of the world's first sputnik followed by many more artificial Earth satellites, the first manned



personnel in structures (ventilation, lighting, etc.);

- Facilities for remote control of technological and supporting systems and sets of the launch vehicle and spacecraft test equipment.

Soyuz LV launching facilities are complex technical constructions: each one is a multi-storey, armored concrete building the top of which is leveled with the launching pad, with a wide central aperture that transforms into a deep, lean-to exhaust duct.

mission of Yuri Gagarin, Vostok, Voskhod and Soyuz spacecraft, space probes going to the Moon, Mars and Venus.

The launching complex consists of:

- technological equipment used for LV delivery to the launching pad, its mounting at the launch system, LV azimuth orientation, integrated pre-launch tests, LV fueling, SC and LV thermal conditioning, space rocket launching;
- equipment facilities;
- engineering systems, providing necessary work conditions for equipment functioning and life support of attending



Основные характеристики

тяжести, — дала возможность отказаться от усиления торцевой части РН при соединении боковых и центрального ее блоков в «пакет».

На поворотной части стартовой системы также шарнирно установлены две многоярусные фермы обслуживания с полуколыцевыми площадками на различных уровнях. Сомкнутые вокруг РН площадки дают возможность специалистам проводить работы по всей высоте ракеты.

Фермы обслуживания оснащены лифтами для доставки рабочего персонала, космонавтов и различных технических средств и материалов. Перед пуском фермы разводятся и опускаются в горизонтальное положение.

На опорном кольце расположены также кабель-мачты, которые служат для подвода и подключения к РН кабельных, наполнительных, дренажных, пневматических и других коммуникаций; при старте они отсоединяются и откидываются под действием противовесов.

В помещениях самого стартового сооружения находятся стационарные системы заправки компонентами топлива, термостатирования, дистанционного управления, обеспечения сжатыми газами, средствами пожарозащиты, газового контроля и т. д. В нише стартового сооружения установлена выдвигающаяся над газоходом кабина обслуживания с многоярусными площадками для обслуживания нижней части РН.

С учетом накопленного опыта при эксплуатации первого в стране стартового комплекса для космических ракет в 1958-1961 годах были созданы еще пять аналогичных СК (один комплекс на Байконуре и четыре комплекса на полигоне в Плесецке).

Многолетняя эксплуатация этих СК в самых сложных климатических условиях Казахстана и российского Севера подтвердили их высокую надежность, потенциальную возможность широкого использования для запуска автоматических космических объектов, пилотируемых и транспортных кораблей. Простота конструкции и удобство обслуживания обеспечили выполнение большого объема программ космических исследований.

The launching plant's overhanging balcony-like apron accommodates the unique launch system with a rotating ring that carries four lattice work, retractable support towers on which the launch vehicle is suspended.

Gimbal mounting of the support towers allows their full collar-like closure at the top into a power ring that is kept closed by the mass of the suspended rocket. As soon as the rocket starts moving, the load originally applied to the power ring is removed to cause the support towers to retract by action of their own counter weights and let the blasting-off launch vehicle go freely.

The described configuration in which the rocket is suspended by its support elements near the center of gravity made unnecessary any special reinforcement of the LV end section as might be required for packaging the strap-on and the core modules.

In addition, the rotating ring of the launch system includes two gimbal-mounted service towers with several semicircle level decks: the level decks closing to embrace the launch vehicle allow service personnel to work on the entire height of the erected launch vehicle.

Service towers incorporate elevators for personnel, cosmonauts, equipment and materials. Before space rocket launching towers are forced apart and lowered.

Another element located on the supporting ring is the launch umbilical tower (LUT) designed to bring and connect cables, filling, drain and pneumatic lines or other utilities. Those connections disengage and move away together with the counterweighted LUT during the launch.

The rooms available inside the launching plant accommodate stationary propellant filling, thermal conditioning, remote control, compressed gas supply systems, firefighting and gas monitoring equipment, etc. a niche in the launching structure accommodates multiple-level service cabin for servicing the launch vehicle's lower part. The cabin extends above the exhaust duct.

The expertise gained by operating Russia's first space rocket launching plant facilitated development and construction of five more plants in 1958-1961, including one deployed at Baikonur and four — at Plesetsk.

Long-term operation of the launching plants under climatic extremities of Kazakhstan and Northern Russia proved high reliability of the equipment that survived owing to its robust design and high maintainability.

Soyuz Launching Complex Characteristics

Operations conditions:	
ambient temperature, °C	from -40 up to +50
humidity at 20°C, %	up to 98
visibility limit, m	up to 30
Guaranteed service life, years	10



АКАДЕМИК ВЛАДИМИР ПАВЛОВИЧ БАРМИН



**Владимир Павлович
Бармин**
(1909 – 1993)

Профессор, доктор технических наук, действительный член Академии наук СССР и России В.П.Бармин был основоположником создания отечественных стартовых технических комплексов и наземного оборудования для баллистических ракет легкого, среднего и тяжелого классов, боевой ракетной и ракетно-космической техники нашей страны.

После завершения учебы в МВТУ им. Н. Э. Баумана в 1930 году В.П.Бармин начал свою трудовую деятельность на заводе «Компрессор». Сначала — чертежником, затем — инженером-

конструктором, руководителем конструкторской группы, а в конце 30-х годов стал Главным конструктором этого завода, где был одним из создателей первых отечественных воздушных и газовых компрессоров и холодильных машин.

В годы Великой Отечественной войны В.П. Бармин — Главный конструктор многозарядных боевых пусковых установок реактивного вооружения («Катюш»). Только за военное время (1941-1945 гг.) были приняты на вооружение Красной Армией и Военно-Морским Флотом СССР тридцать шесть различных типов наземных (подвижных, стационарных) и корабельных установок, опытные образцы которых создавались под его творческим руководством.





Фото ФКА, www.federspace.ru

В этот период под его руководством были созданы и переданы в эксплуатацию или приняты на вооружение Советской Армией более двадцати различных типов стартовых и технических комплексов, десятки комплектов наземного оборудования, обеспечивавших подготовку к пуску и пуск боевых и космических ракет, в том числе были созданы стартовые комплексы для космических ракет-носителей «Восток-Союз», «Протон» и «Энергия-Буря».

В послевоенный период, будучи руководителем ГСКБ Спецмаш, а позднее — КБОМ, Владимир Павлович возглавил работы по созданию стартовых и технических позиций и наземного оборудования для ракетно-космической техники и на протяжении многих лет был единственным в нашей стране Главным, а в последующем — Генеральным конструктором техники этого направления.

Научная и инженерная эрудиция В. П. Бармина, его способность предвидеть направления ближайшего развития космической техники в значительной степени способствовали созданию на требуемом научно-техническом уровне оптимальных по конструкции, надежных в работе наземных объектов ракетных комплексов.

Характерными чертами работы Владимира Павловича были ответственность за порученное дело, большая работоспособность, осмысленная смелость и решительность при принятии определяющих решений, а также способность заинтересовать и увлечь за собой коллектив своего КБ и коллективы привлекаемых к работам других КБ, НИИ и промышленных предприятий.

За разработку научных основ проектирования и создания уникальных комплексов специального назначения В. П. Бармину была присуждена золотая медаль В. Г. Шухова.



Фото ФКА, www.federspace.ru

Созданные под руководством В. П. Бармина стартовые и технические комплексы для космических ракет-носителей и сегодня участвуют в работах по обеспечению выполнения Федеральной космической программы России.

На протяжении всей своей творческой деятельности В. П. Бармин уделял большое внимание подготовке кадров, созданию научной школы по тематике своей работы, лично участвуя в труднейшем процессе передачи знаний.

Начиная с 1931 года, параллельно со своей основной работой, он участвовал в педагогической работе в МВТУ им. Н. Э. Баумана в качестве преподавателя, а затем — доцента, профессора, а с 1959 года до конца своей жизни являлся заведующим кафедрой «Стартовые и технические комплексы ракет и космических аппаратов».

Своей работой в КБ, МВТУ им. Н. Э. Баумана и в Академии наук СССР и России В. П. Бармин заслуженно добился признания, большого уважения и авторитета среди разработчиков и создателей ракетной техники, а также в научном мире страны.

Будучи действительным членом Академии наук СССР и России, он одновременно был почетным президентом Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского, действительным членом Международной ассоциации ученых, инженеров и изобретателей им. Томаса Эдисона, членом многих ученых советов и



Фото ФКА, www.federspace.ru

советов главных конструкторов, в том числе членом первого Совета главных конструкторов ракетной техники, возглавляемого С. П. Королевым.

За выполненные работы ему были присвоены звания Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской и четырех Государственных премий СССР. Он был награжден шестью орденами Ленина, орденом Кутузова I степени и многими другими орденами и медалями СССР.



Фото ФКА, www.federspace.ru

ПРОГРАММА ВЫВЕДЕНИЯ ASCENT PROFILE

Запуск грузового космического корабля «Прогресс М-50» запланирован на 11 августа 2004 года. Пуск ракеты-носителя «Союз-У» будет произведен со стартовой площадки № 1 стартового комплекса 17П32-5 («Гагаринский старт») космодрома Байконур.

Программа тангажа рассчитана таким образом, чтобы обеспечить падение головного обтекателя и отработанных ступеней ракеты-

носителя в районы отчуждения, отведенные по трассе полета. Районы падения отдельных частей РН приведены на схеме.

Три ступени ракеты-носителя выведут грузовой космический корабль «Прогресс М-50» на орбиту, расчетные параметры которой указаны в таблице. Расчетные времена работы двигателей ракетных ступеней приведены на схеме.

The launch of the Progress M-50 cargo spaceship is scheduled for August 11, 2004. The Soyuz-U launch vehicle will be launched from launching pad 1 (launching complex 17P32-5, Gagarinsky Start) at Baikonur.

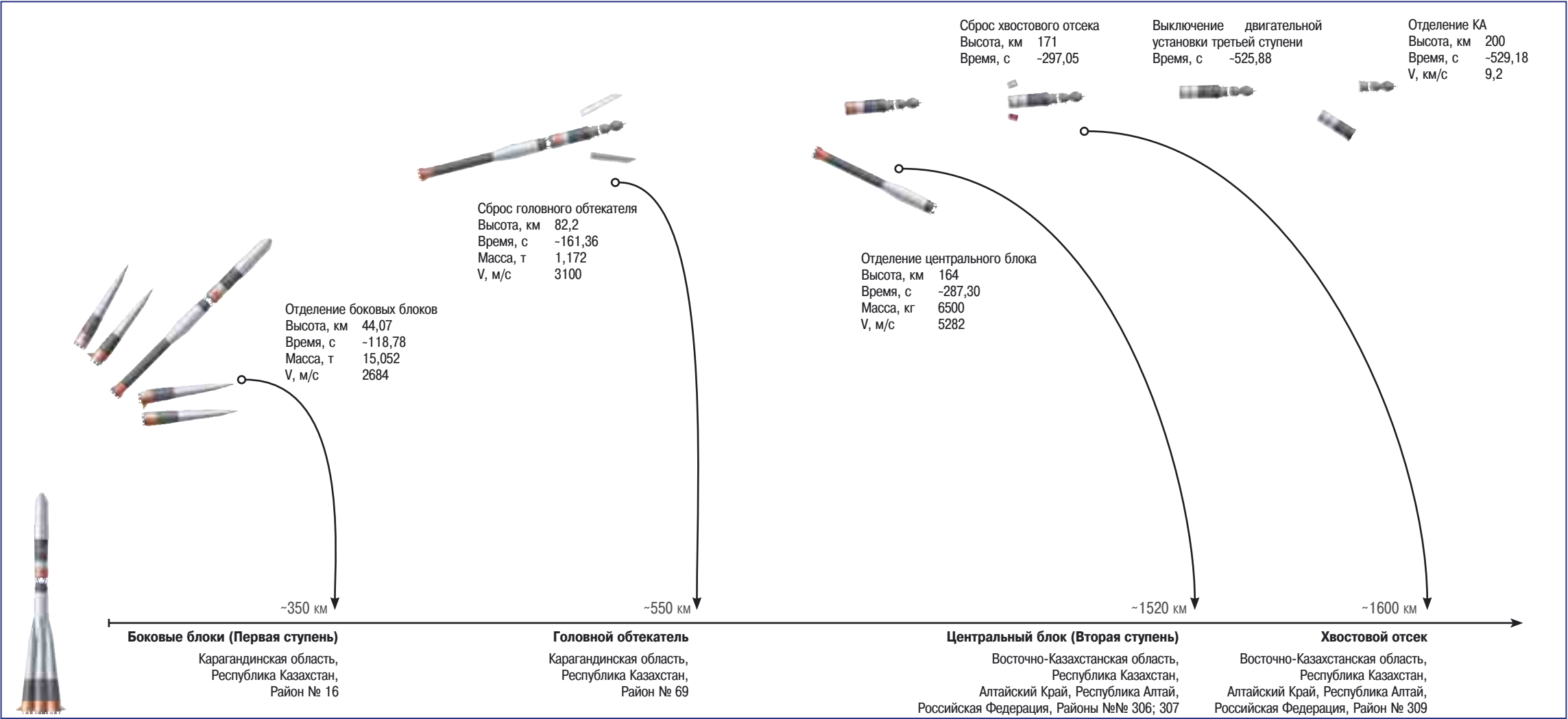
Due to the pitch program the payload fairing and LV worked-out stages will fall in designated

areas along the flight course. impact areas of LV jettisonable parts are shown on the scheme below.

Three stages of the launch vehicle will place Progress M-50 (orbit nominal parameters are presented in the figure). The scheme also shows engines nominal burn duration.

Параметры орбиты выведения КА Orbit Parameters

$i = 51,66^\circ \pm 0,058^\circ$	$T = 88,59 \text{ мин} \pm 0,37 \text{ мин}$
$H = 245,0^{+42}_{-42} \text{ км}$	$h = 193,0^{+7}_{-15} \text{ км}$



Расчетная
циклограмма
запуска

Nominal Flight
Sequence

Районы падения
отделяющихся
частей РН

О БУДУЩЕМ «ВЕЧНОЙ «СЕМЕРКИ»

PROSPECTS OF R-7 LAUNCH VEHICLES



Ракета-носитель «Союз», обеспечивающая, помимо запусков грузовых транспортных кораблей «Прогресс» и пилотируемых «Союзов» всех модификаций, еще и подавляющее большинство пусков в рамках отечественных прикладных космических программ (за исключением пусков КА связи на геостационарную орбиту (ГСО) и групповых запусков навигационных спутников системы ГЛОНАСС), находится в эксплуатации с 1966 г. Без третьей ступени, в качестве МБР Р-7 и двухступенчатого «Спутника», эта ракета летает с 1957 г. И у «семерки» есть все шансы отметить пятидесятилетний юбилей не музейными церемониями, а введением в строй новых модификаций, направленных, как и при создании РН «Союз», на решение самых актуальных задач, стоящих перед отечественной космонавтикой, а также обусловленных развитием международного рынка коммерческих пусковых услуг.

Сегодня в эксплуатации находится три модификации Р-7. РН «Союз-У» (11А511У) — «базовая» модификация, которая выводит корабли «Прогресс» и российские автоматические искусственные спутники Земли (ИСЗ). «Промежуточная» ракета «Союз-ФГ» (11А511ФГ), отличающиеся двигателями первой и второй ступени (установлены модифицированные двигательные установки, разработанные для перспективной ракеты «Союз-2»), выводит пилотируемые «Союзы-ТМА», а с разгонным блоком «Фрегат» работает по международным программам. Наконец, «Молния-М» (8К78М) — четырехступенчатая версия «семерки», которая эксплуатируется с 1965 г., а в настоящее время доставляет на высокоэллиптические орбиты российские спутники связи «Молния», а также КА серии «Космос» в интересах Минобороны России.

Развитие линии «семерок» идет по трем основным направлениям. Для пусков отечественных КА самарский ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» готовит к вводу в строй «Союз-2» (14А14), разработка которого планируется в два этапа — 1А и 1Б. Помимо замены двигателей первой ступени на их улучшенные модификации, на первом этапе будут использоваться новая цифровая система управления на основе бортовой

Материал подготовлен аналитической службой «Издательства «РЕСТАРТ»

The Soyuz launch vehicle used for launching not only Progress and Soyuz spaceships, but also for launches within Russian applied space programs (except for communication spacecraft launches into GSO and GLONASS cluster launches) has been in operation since 1966. As the R-7 intercontinental ballistic missile (ICBM) and two-stage Sputnik it has flown since 1957. And R-7 has a fair chance to celebrate its 50th anniversary by putting into operation new modifications intended not only to meet home space technology requirements, but also to accommodate the growing needs of commercial launch services markets.

Three R-7 modifications are in operation now. The Soyuz-U launch vehicle (11A511U) is a base modification used for inserting Progress spaceships and Russian automatic satellites. The «intermediate» Soyuz-FG LV (11A511FG) differs from the other two in first and second stage engines (LV is equipped with upgraded propulsion systems developed for the promising Soyuz-2), it injects manned Soyuz-TMA spaceships and is used for international projects when integrated with the Fregat upper stage. And finally — Molniya-M (8K78M): it's a four-stage modification of R-7 which has been in operation since 1965 and now delivers Molniya Russian communication satellites and Kosmos spacecraft (the latter — in the interests of the Russian Ministry of Defense) into high elliptical orbits.

There are three major lines of R-7 development. TsSKB Progress (city of Samara) prepares Soyuz-2 for putting it into operation. This LV will be used for launching spacecraft of home manufacture and have a two-stage upgrade (1A and 1B stages). Apart from the change of the first stage engines for their improved modifications the LV will be equipped with a new digital control system based on the onboard computer (1A) and the third stage will be powered by a new augmented engine (1B). These improvements will allow to increase payload mass and dimensions. Tests of the Soyuz-2 1A version are scheduled to begin this year; 1B version will be tested in 2006.



The second line of R-7 development has to do with possibilities of Soyuz launches from ESA Kourou Space Centre in French Guiana. For this purpose TsSKB Progress upgraded the Soyuz-2 LV so that it could operate in tropics and called it Soyuz-ST. This launch vehicle is equipped with environment hardware elements intended to prevent liquid oxygen tanks from freezing in the event of tropic rains (which are rare at Baikonur and Plesetsk) and with new telemetry and flight safety systems. And what is more the Kourou Space Centre schedules to use both



ЭВМ, на втором — введен новый двигатель третьей ступени с улучшенными характеристиками. Это позволит увеличить массу выводимой полезной нагрузки и ее габариты. Летные испытания «Союза-2» в варианте 1А планируется начать уже в этом году, в варианте 1Б — в первой половине 2006 г.

Второе направление связано с планами по коммерческим запускам «Союзов» из Гвианского космического центра Европейского космического агентства (Куру). Для пусков с приэкваториального космодрома ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» предлагает модификацию РН «Союз-2» — «Союз-СТ», специально созданную для работы в тропических условиях. Доработки сводятся преимущественно к введению «климатических» конструктивных элементов, призванных исключить интенсивное образование льда на баках жидкого кислорода при воздействии тропических ливней (которые на Байконуре и в Плесецке, вообще говоря, идут редко), а также к переделке систем телеизмерений и обеспечения безопасности полета. При этом в Гвианском космическом центре планируется использовать РН «Союз» в вариантах, соответствующих обоим модификациям

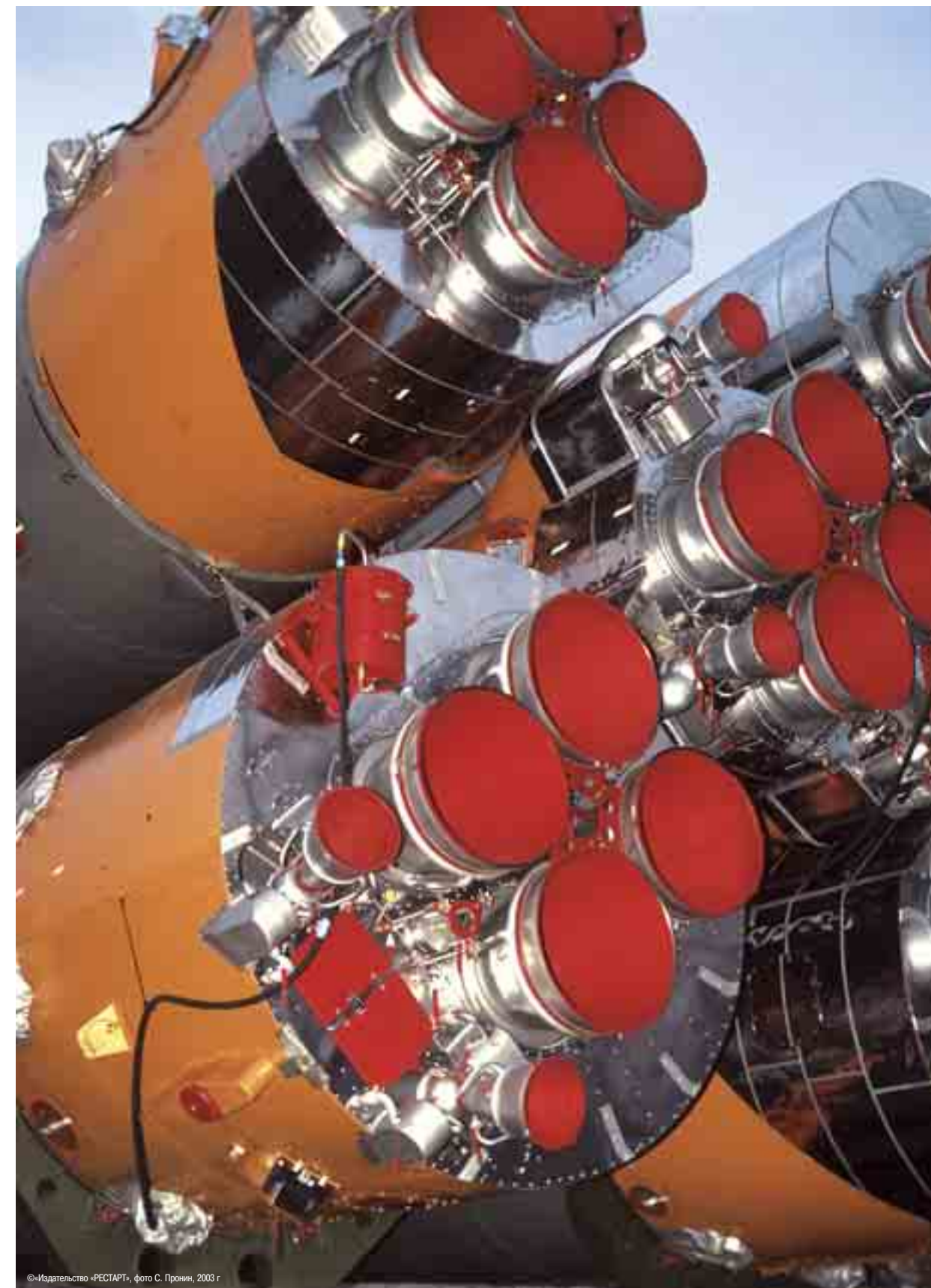
российского «Союза-2». Первый испытательный запуск с Куру планируется в конце 2006 — начале 2007 г. Компания «Старсем», по заявлению ее директора Виктора Николаева, получит эксклюзивные права на поиск коммерческих полезных нагрузок как для пусков «Союза-СТ» с Куру, так и для запусков «Союза-2 1Б» с Байконура.

В то время как новые «самарские» доработки «Союза» направлены на плавное наращивание характеристик ракеты в основном за счет замены основных систем — двигательной установки, системы управления — на усовершенствованные версии, Ракетно-космическая корпорация «Энергия» (где, собственно, и была спроектирована «семерка» и велись работы по ее совершенствованию до передачи в Куйбышев в начале 60-х годов) предлагает разработать глубоко модифицированную версию этой ракеты, опираясь преимущественно на возможности своего Волжского филиала в той же Самаре и на производственные мощности «ЦСКБ-Прогресс». При этом преемственность с другими разработками семейства Р-7 сводится преимущественно к сохранению основных «обводов» и схемных решений «Союза». Разработанный в конце 90-х — начале 2000 гг. для пусков с космодрома на о. Рождества вариант «Аврора», как и остальные «семерки», предусматривает применение только кислорода и керосина, а более «продвинутый» вариант «Онега» включает уже кислород-водородный разгонный блок третьей ступени. «Онега» предназначается для использования на космодроме Плесецк (в том числе для пусков разработанного «Энергией» нового пилотируемого корабля «Клипер»).

Ключевые различия между новыми «семерками» из Самары и Королёва сводятся к используемым двигательным установкам, уточнение состава которых идет до сих пор. Изначально и на «Авроре» (ранее известной также под обозначением «Ямал»), и на «Онеге» планировалось заменить двига-



©Издательство «РЕСТАРТ», фото С. Пронин, 2003 г



©Издательство «РЕСТАРТ», фото С. Пронин, 2003 г

тель центрального блока на двигатель НК-33 (11Д111), базовый вариант которого был в свое время разработан в куйбышевском КБ Н. Д. Кузнецова для лунной ракеты Н-1, и дополнительно установить рулевые двигатели. Боковые блоки «Аврора» заим-

ствовала от «Союза-2», а для «Онеги» планировалось их доработать с использованием модифицированного двигателя РД-120 (11Д123), разработанного НПО «Энергомаш» (г. Химки) и серийно выпускающегося для второй ступени РН «Зенит». В качестве третьей ступени использовался традиционный блок «И» с несколько различающимися модификациями двигателя РД-0124 воронежского КБ Химавтоматики. Наконец, четвертой ступенью служил бы разгонного блока «Корвет» или «Таймыр», проектируемый РКК «Энергия» на базе основных решений разгонных блоков семейства «Блок Д».

Тогда как статус проекта «Аврора» в настоящее время не очень понятен, весной этого года началось активное продвижение новой модификации проекта «Онега». Были оглашены планы использовать на центральном блоке вместо НК-33 химкинские двигатели РД-191, задействованные также в конкурирующем проекте ГНПЦ им. М. В. Хруни-

чева «Ангара», а главное — использовать в качестве третьей ступени вместо блока «И» кислород-водородную ступень с воронежским двигателем РД-0146Э. Введение в состав РН кислород-водородной ступени позволяет существенно повысить массу полезной нагрузки, прежде всего выводимой на геостационарную орбиту, и при использовании основных элементов стартового комплекса «Союза» в Плесецке. В соответствии с опубликованным решением Совета главных конструкторов РКК «Энергия» от 2 августа 2002 г. «...предполагается использовать вновь создаваемые блок третьей ступени и космический разгонный блок с двигательными установками, работающими на топливе кислород + водород. Предусматривается несколько этапов повышения энергетических возможностей ракеты-носителя, в частности, с использованием на разгонном блоке солнечной энергодвигательной установки, работающей на топливе кислород + водород. Все это позволит увеличить массу КА на геостационарной орбите до величины, сопоставимой с возможностями современных и модернизируемых на перспективу ракет-носителей тяжелого класса, эксплуатируемых на космодроме Байконур».

Подытоживая планы дальнейшего развития ракет «семерочной» серии, хотелось бы отметить, что очень немногие блестящие научно-технические решения и находки могут сравниться по плодотворности с просчетом советских атомщиков середины 50-х годов, ошибочно завывсивших ожидаемую массу первого отечественного термоядерного заряда. В итоге это привело к появлению ракеты Р-7, значительно, как выяснилось, переразмеренной с точки зрения доставки боевых частей, но обладавшей уникальным потенциалом развития, который обеспечил ее успешную модификацию в качестве одной из основных ракет-носителей мира на протяжении почти пятидесяти лет с отчетливой перспективой, как минимум, еще на одно-два десятилетия при условии реализации далеко идущих планов «ЦСКБ-Прогресс», РКК «Энергия» и «Старсема».

modifications of Soyuz. The first test launch is targeted for the end of 2006 — the beginning of 2007. According to Starsem Director Viktor Nikolaev the company will have exclusive rights to commercially launch Soyuz-ST from Kourou and Soyuz-2 1B from Baikonur.

While TsSKB Progress smoothly improves launch vehicle performance by replacing its major systems (propulsion systems, control systems) with their upgraded versions, RSC Energia (which had designed and upgraded R-7 till the beginning of 1960-s when all R-7 documentation was handed over to the Kuznetsov Design Bureau in Kuybyshev) proposes to develop and manufacture a far more upgraded R-7 variant using production capacity of TsSKB Progress and Energia division in Samara. Developed at the end of 90-s — at the beginning of 2000 for launches from the launching site at Christmas Isl., Aurora uses oxygen and kerosene as propellants like all other R-7 modifications. But Onega, a more «advanced» variant, incorporates an oxygen-hydrogen upper stage of the third stage. Onega is designed for the Plesetsk Launching Site (and also for launching the new spaceship of RSC Energia Kliper).

The new launch vehicles based on the R-7 ICBM (TsSKB Progress and RSC Energia variants) differ mostly in propulsion systems. Initially Aurora (former Yamal) and Onega were to be equipped with NK-33 (11D11) instead of the core section engines and with additional steering engines^{*)}. Aurora lateral assemblies are similar to those of Soyuz-2, and as for Onega it was supposed to have improved lateral assemblies with RD-120 upgraded engines (11D123) developed by the Glushko Research and Production Association for Power Engineering (town of Khimki) and put into production for the Zenit launch vehicle. Assembly I was to be used as the third stage, with various RD-0124 modifications developed



and manufactured by the Chemical Automation Design Bureau. Finally the Korvet (or Taymyr) upper stage which is being developed by RSC Energia on the basis of the Assembly D family was to be the LV fourth stage.

While the Aurora project status is not quite clear, Onega has been intensively promoted since the beginning of the year. RSC Energia plans to equip the core section with RD-191 (Glushko NPO for Power Engineering) instead of NK-33 and also to replace Assembly I with an oxygen-hydrogen stage incorporating RD-0146E (Chemical Automation Design Bureau)^{**)}. The oxygen-hydrogen stage enables to increase payload mass delivered into geostationary orbit without upgrading the launching complex at Plesetsk.

It should be noted by way of conclusion that very few technologies are as productive as the miscalculation Soviet nuclear engineers made in the middle of the 1950-s. As a result of this miscalculation R-7 unique capabilities made possible missile successful modification into one of the major launch vehicles. And if the promising projects of TsSKB Progress, RSC Energia and Starsem are implemented R-7 will have good prospects for the forthcoming years.

^{*)} The NK-33 base modification was developed at the Kuznetsov Design Bureau in Kuybyshev for the N-1 lunar rocket.

^{**)} The RD-191 engine is also used on Angara by the Khronichev Space Center.



©Издательство «РЕСТАРТ», фото С. Пронин, 2003 г.



Ракета-носитель	Назначение и особенности использования в настоящее время	Первый запуск	Первая ступень (боковые блоки)	Вторая ступень (центральный блок)	Третья ступень	Четвертая ступень (разгонный блок)	Возможности по выведению полезной нагрузки
Союз-У 11А511У	Выведение КА «Прогресс» и автоматических ИСЗ на НОО	18.05.1973 г.	Кислород-керосин, 4 x РД-117 (11Д511), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-118 (11Д512), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-0110 (11Д55), КБХА	РБ «Икар», ЦСКБ-Прогресс	До 6950 кг на НОО До 2500 кг на круговую орбиту (h = 1500 км)
Союз-ФГ 11А511ФГ	Выведение КА «Союз» и коммерческие пуски	20.01.2001 г.	Кислород-керосин, 4 x РД-107А (14Д22), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-108А (14Д21), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-0110 (11Д55), КБХА	РБ «Фрегат», НПО им. Лавочкина	До 7130 кг на НОО До 3900 кг на круговую орбиту (h = 1500 км) До 400 кг на ГСО
Молния-М 8К78М	Выведение КА «Молния» КА серии «Космос» на ВЭО	04.10.1965 г.	Кислород-керосин, 4 x РД-107ММ (8Д728), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-108ММ (8Д727), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-0110 (11Д55), КБХА	Блок Л, РКК «Энергия»/ НПО им. Лавочкина	До 2000 кг на ВЭО с апогеем 40 000 км
Союз-2 1А 14А14	На замену РН «Союз-У», «Союз-ФГ»	Планируется в 2004 г.	Кислород-керосин, 4 x РД-107А (14Д22), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-108А (14Д21), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-0110 (11Д55), КБХА		До 450 кг на ГСО с Байконура До 1360 кг на ГСО из Гвианского космического центра
Союз-2 1Б 14А14	На замену РН «Союз-У», «Союз-ФГ»	Планируется в 2006 г.	Кислород-керосин, 4 x РД-107А (14Д22), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-108А (14Д21), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-0124 (14Д23), КБХА		До 8250 кг на НОО с Байконура До 600 кг на ГСО с Байконура До 1480 кг на ГСО из Гвианского космического центра
Аврора	Для коммерческого использования	Планируется	Кислород-керосин, 1 x НК-33 (11Д111) СНТК им. Кузнецова + рулевые	Кислород-керосин, 1 x РД-108А (14Д21), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-0124 (14Д23), КБХА	РБ «Корвет», РБ «Таймыр», РКК «Энергия»	До 11 т на НОО при пусках с Байконура До 12 т на НОО при пусках из приэкваториальной области
Онега	Инициативное предложение	Планируется	Кислород-керосин, 1 x РД-191 (для 1 ст. РН «Ангара»), НПО «Энергомаш»	Кислород-керосин, 1 x РД-120.10Ф (мод. 11Д123, 2 ст. РН «Зенит»), НПО «Энергомаш»	Кислород-водород, 1 x РД-0146Э, КБХА	РБ «Ястреб», РКК «Энергия»	До 1,6 т на ГСО при пусках из Плесецка

Launch Vehicle	Application and Peculiarities	First Launch	First Stage (Lateral Assemblies)	Second Stage (Core Section)	Third Stage	Fourth Stage (Upper Stage)	Payload Capacity
Soyuz-U 11А511U	Injection of Progress Spaceships and Automatic Satellites into LEO	18.05.73	Oxygen and Kerosene, 4 x RD-117 (11D511), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-118 (11D512), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1x RD-0110 (11D55), Chemical Automation Design Bureau	Ikar US, TsSKB Progress	LEO – up to 6950 kg Circular Orbit – up to 2,500 kg h = 1,500 km
Soyuz-FG 11А511FG	Soyuz SC Injection and Commercial Launches	20.01.2001	Oxygen and Kerosene, 4 x RD-107A (14D22), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-108A (14D21), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-0110 (11D55), Chemical Automation Design Bureau	Fregat US, Lavochkin NPO	LEO – up to 7,130 kg Circular Orbit – up to 3,900 kg h = 1,500 km GSO – up to 400 kg
Molniya-M8K78M	Injection of Molniya and Kosmos SC into High Elliptical Orbits	04.10.65	Oxygen and Kerosene, 4 x RD-107ММ (8Д728), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-108ММ (8Д727), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-0110 (11D55), Chemical Automation Design Bureau	Assembly L, RSC Energia/ Lavochkin NPO	High Elliptical Orbits – up to 3,900 kg (apogee – 40,000 km)
Soyuz-2 1А 14А14	Soyuz-U and Soyuz-FG Substitute	Scheduled for 2004	Oxygen and Kerosene, 4 x RD-107A (14D22), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-108A (14D21), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-0110 (11D55), Chemical Automation Design Bureau		GSO – up to 450 kg from Baikonur GSO – up to 1,360 kg from Kourou
Soyuz-2 1Б 14А14	Soyuz-U and Soyuz-FG Substitute	Scheduled for 2006	Oxygen and Kerosene, 4 x RD-107A (14D22), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-108A (14D21), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-0124 (14D23), Chemical Automation Design Bureau		LEO – up to 8,250 kg from Baikonur GSO – up to 600 kg from Baikonur GSO – up to 1,480 kg from Kourou
Aurora	Commercial Launches	Scheduling is under way	Oxygen and Kerosene, 1 x NK-33 (11D111) Kuznetsov SNTK + steering engines	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-108A (14D21), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-0124 (14D23) Chemical Automation Design Bureau	Korvet US Taymyr US, RSC Energia	LEO – up to 11,000 kg from Baikonur LEO – up to 12,000 kg from Subequatorial Areas
Onega	Multi-purpose Launch Vehicle Project	Scheduling is under way	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-191 (for the Angara first stage), NPO for Power Engineering	Oxygen and Kerosene, 1 x RD-120.10F (11D123, the Zenit second stage) NPO for Power Engineering	Oxygen and Hydrogen, 1 x RD-0146E, Chemical Automation Design Bureau	Yastreb US, RSC Energia	GSO – up to 1,600 kg from Plesetsk



Под эгидой Федерального космического агентства в рамках Программы информационного обеспечения космической деятельности издается серия проспектов, посвященных запускам космических аппаратов по Федеральной космической программе России и программам международного сотрудничества. Данная серия направлена на повышение общественного интереса и поддержку национальной космической программы, а также на развитие отечественной ракетно-космической отрасли.

Вниманию специалистов

Издания отражают современное состояние российской (а при реализации коммерческих программ и зарубежной) космической техники и различные аспекты её эксплуатации.

Вниманию руководителей организаций и предприятий

В рамках данного проекта приглашаем к сотрудничеству в качестве рекламодателей организации и предприятия, заинтересованные в упрочении существующих и возникновении новых контактов с российскими и иностранными партнерами, расширении международного сотрудничества, а также укреплении позиций России на мировом рынке космических услуг. Организуется подписка на издания данной серии.

Будем признательны за уточнения и коррекцию информации, публикуемой в наших изданиях, касающейся деятельности ваших предприятий.

За более подробной информацией обращайтесь в редакторскую группу по тел.: + 7 (095) 631-9942
www.federspace.ru, www.tsenki.com

The Federal Space Agency issues a series of publications dedicated to launches of satellites within the framework of the Russian Federal Space Program and international cooperation programs.

This series is intended to heighten public interest and to support the national space program as well as to develop national rocket and space industry.

This information may be interesting for specialists

The publications reflect the current state of Russian (and foreign, while realizing commercial programs) space technology and various aspects of its operation.

This information may be interesting for heads of different organizations

We will be glad to cooperate with different organizations, who wish to strengthen the existing contacts and to establish new ones with Russian and overseas partners, to expand international cooperation as well as to improve Russia's positions in the world market of space services. The subscription for the publications of this series is available.

We will be grateful to receive your corrections of the information in our publications concerning your organization.

More information:
phone: + 7 (095) 631-9942
www.federspace.ru, www.tsenki.com



ФЕДЕРАЛЬНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ АГЕНТСТВО FEDERAL SPACE AGENCY

Федеральное космическое агентство является федеральным органом исполнительной власти Российской Федерации, осуществляющим функции по обеспечению реализации государственной политики и нормативно-правовому регулированию в сфере космиче-



ской деятельности, в области исследования и использования космического пространства в мирных целях, полномочия по разработке и выполнению Федеральной космической программы России.

Федеральное космическое агентство осуществляет размещение государственного заказа на разработку, производство и поставку космической техники в научных, социально-экономических целях, а также совместно с Министерством обороны Российской Федерации — космической техники двойного назначения.

Главной целью деятельности Федерального космического агентства является обеспечение эффективного решения социально-экономических и научных задач, а также реализация международных интересов России как космической державы.

The Federal Space Agency is a governing body of the Russian Executive branch which manages space exploration activities in the interests of science, engineering and various economy branches. The Agency implements the Federal Space Program.

The Federal Space Agency is a state customer of space engineering for scientific and civil purposes, and a co-customer (in association with the Ministry of Defense) of dual-purpose space equipment.

The Federal Space Agency aims at providing effective solutions of social, economic and scientific problems as well as at realization of Russia's international interests as a spacefaring country.



ПРЕДПРИЯТИЯ, УЧАСТВУЮЩИЕ В ЗАПУСКЕ

LAUNCH PROGRAM PARTICIPANTS



Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева

S. P. Korolev Rocket Space Corporation Energia

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королева является ведущим российским предприятием по созданию и эксплуатации пилотируемой космической техники, современных средств выведения космических аппаратов на орбиту и специализированных спутниковых комплексов различного назначения.

Предприятие стояло у истоков практически всех направлений современной космонавтики: на нем были созданы первый искусственный спутник Земли и ракета-носитель, которая вывела его на орбиту; здесь родились проекты первых пилотируемых космических кораблей типа «Восток», «Восход», «Союз»; предприятие участвовало в первых запусках автоматических аппаратов к Луне и планетам Солнечной системы; на нем разработаны первые спутники для научных исследований, первые спутники связи «Молния-1» и спутники детальной фотосъемки земной поверхности типа «Зенит»,

The Korolev Rocket Space Corporation Energia is Russia's leading organization in development and operation of manned spacecraft, modern launch systems and various special-purpose satellite systems.

This organization was one of the founders of space engineering. It developed and manufactured:

- The first artificial Earth satellite and the launch vehicle to place it in orbit.
- First manned spacecraft — Vostok, Voskhod, and Soyuz.
- First research satellites.
- First communications satellites (Molniya) and photography satellites (Zenit).
- The N-1 launch vehicle and the Buran reusable spaceship.

проводились работы по созданию орбитальных станций семейства «Салют», многомодульной станции «Мир», крупнейших ракет Н-1 и «Энергия», орбитального корабля «Буря».

Корпорация «Энергия» является головным разработчиком российского сегмента МКС и большинства его элементов. Она продолжает активную деятельность в области создания ракетно-космических средств выведения тяжелого, среднего и легкого класса. Серийно выпускаемый разгонный блок типа ДМ, совершивший более двухсот успешных полетов, будет использован в ряде перспективных проектов. Наиболее значительный среди них — проект «Морской старт», предусматривающий создание средств запуска в космос из экваториальной области акватории Мирового океана.

Другим важным направлением работ является создание в сотрудничестве с американскими партнерами нового семейства современных спутников связи серии «Ямал».

RSC Energia also designed the Salyut orbital station and the Mir space station and launched first spacecraft going to the Moon and planets of the solar system.

The corporation is the head developer of hardware elements for the Russian ISS segment.

RSC Energia actively works in spacecraft design. The production DM upper stage which has successfully flown more than two hundred times will be used in a number of future projects. The Sea Launch Project which is considered the most significant one is intended to launch spacecraft from equatorial ocean areas.

Another important project is devoted to modern Yamal communication satellites design in association with US partners.

Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс» — ведущее предприятие России по созданию ракет-носителей среднего класса, космических комплексов и систем оборонного, народнохозяйственного, научного и прикладного назначения. Центром созданы высоконадежные ракеты-носители для вывода на орбиту космических аппаратов, пилотируемых и грузовых кораблей, а также ряд комплексов для исследований в области технологий и фотосъемок поверхности Земли.

Основные направления деятельности:

- создание, модернизация, производство и поставка в рамках Федеральной космической программы и в интересах международного сотрудничества ракетно-космических комплексов (РКК) и систем дистанционного зондирования Земли, проведение исследований и экспериментов в области астрофизики и ядерной физики, микрогравитации, космического материаловедения и

The Progress State Research and Production Rocket Space Center is Russia's leading developer of medium class launch vehicles, space complexes and defense, commercial, research and applied systems. The Center has developed highly reliable launch vehicles for spacecraft, manned and cargo spaceships and a number of complexes for technological research and Earth photography.

Major guidelines of the Center's activity are as follows:

- Development, upgrade, manufacture and delivery of space complexes and systems for Earth remote sounding, research and testing in the sphere of astrophysics, nuclear physics, micro gravitation, biotechnology, space biology, medicine. All these activities are performed within the framework of the Federal Space Program.

биотехнологии, космической биологии и медицины;

- создание составных частей РКК (в том числе изготовление, испытание, хранение, поставка, техническое обслуживание опытных и серийных космических аппаратов и ракет-носителей), технологического оборудования, средств планирования, управления, обработки космической информации;
- участие в подготовке к запуску, запуске, эксплуатации и управлении полетом космических аппаратов вышеуказанных РКК.



Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс»



- Development and manufacture of complex facilities (including manufacture, testing, storage, delivery, and maintenance of experimental and production spacecraft and launch vehicles), support equipment, planning, control and space data processing means.
- Participation in pre-launch and launch operations, in spacecraft operation and mission control.

Progress State Research and Production Rocket Space Center (TsSKB Progress)



Центр управления полетами (ЦУП)

Центр управления полётами (ЦУП) — крупное научно-исследовательское подразделение Центрального НИИ машиностроения.

ЦУП обеспечивает практическое управление полётами космических аппаратов разных классов: пилотируемых орбитальных комплексов, космических кораблей, автоматических межпланетных станций и искусственных спутников Земли научного и социально-экономического назначения. Одновременно ведутся научные и проектные исследования и разработка методов, алгоритмов и средств решения задач управления, баллистики и

навигации космических аппаратов, обработки, анализа и хранения больших объемов информации, создания высокоскоростных сетей для обмена всеми видами информации, систем коллективного и индивидуального отображения информации.

Вся информация от космических аппаратов поступает в ЦУП через станции слежения по специальным каналам связи, обрабатывается и отображается в реальном масштабе времени.

В настоящее время ЦУП является участником проекта «Международная космическая станция» (МКС).



Mission Control (MC)

Mission Control (MC) is one of the leading research departments of the FSA Engineering Central Research Institute.

MC controls missions of various spacecraft: manned orbital complexes, spaceships, automatic interplanetary stations and multi-purpose satellites. At the same time MC conducts scientific and project research and develops new methods, algorithms, means

and facilities to solve problems of ballistics, spacecraft navigation, high-speed networks, and data processing, analysis and storage.

MC uses both ground facilities and satellites to gather information on spacecraft. Data is normally processed, analyzed and displayed on-line.

The International Space Station is MC's most important current project.

Конструкторское бюро общего машиностроения (КБОМ) — ведущее предприятие в области разработки и создания стартовых комплексов.

Конструкторское бюро было создано 30 июня 1941 года как Специальное конструкторское бюро (СКБ) при заводе «Компрессор» и определено головным по созданию и внедрению в производство многозарядных пусковых установок залповой стрельбы реактивными снарядами, впоследствии названными «Катюшами». За время войны СКБ разработало и изготовило более 78 образцов различных пусковых установок и их модификаций, 36 из них были приняты на вооружение армии и флота.

В мае 1946 года СКБ было преобразовано в Государственное Союзное Конструкторское бюро специального маши-

ностроения (ГСКБ Спецмаш), с 1967 года — в КБ общего машиностроения, а с 1999 года конструкторскому бюро присвоено имя В. П. Бармина. Основными задачами КБ, стали разработка стартовых комплексов для ракет стратегического назначения и зенитных управляемых ракет (ЗУР), техническое руководство монтажными работами, испытаниями экспериментальных и опытных образцов.

За многолетний период работы в области стартостроения КБОМ было разработано, создано и сдано в эксплуатацию более двух десятков стартовых комплексов различного типа (среди них СК для МБР Р-7 и её модификаций, СК для РН «Протон», СК для ракеты-носителя Н-1, универсальный комплекс стенд-старт и др.), каждый из которых по-своему уникален.



КБОМ

Конструкторское бюро общего машиностроения им. В. П. Бармина (КБОМ)

The Barmin General Engineering Design Bureau (KBOM) is the leading company in the sphere of launching complex design.

The organization was established on June 30, 1941, as the Special Design Bureau (SKB) at the Kompressor Plant and, as the head company, it developed and put into operation salvo launching multiple rocket launchers (later called Katyusha). During the war the SKB developed and manufactured over seventy-eight launchers and their modifications, thirty-six of which the Soviet Army and Navy made operational.

In May 1946, the SKB was reorganized into the State Union Special Engineering Design Bureau (GSKB Spetsmash), in 1967 — into the General Engineering Design Bureau (KBOM), and in 1999 it was renamed into

the Barmin General Engineering Design Bureau.

As the country's head design bureau, it dealt with the development of launch support equipment for strategic long-range ballistic missiles and guided anti-aircraft missiles. Besides, the company controlled erection work and experimental and functional equipment testing.

Over the years in launch facility design and construction, KBOM developed, built and put into operation more than twenty launching complexes intended for various purposes (among them there are the launching complex for the R-7 ICBM and its modifications, the Proton launching complex, the N-1 launching complex, the multi-purpose launch stand and so on), each project being in its own way unique.

V. P. Barmin Design Bureau of General Machine-Building (KBOM)



Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры

Ул. Щепкина, д. 42,
г. Москва, Россия, 107996,
Тел.: +7 (095) 631-82-89,
факс: +7 (095) 631-93-24
E-mail: tsenki@rosaviakosmos.ru
www.tsenki.com

Center for Ground-Based Space Infrastructure Facilities Operation

42 Shchepkina St., Moscow,
107996, Russia
Phone: +7 (095) 631-82-89,
Fax: +7 (095) 631-93-24
E-mail: tsenki@rosaviakosmos.ru
www.tsenki.com

ФГУП «ЦЭНКИ» создано в целях совершенствования и развития наземной космической инфраструктуры России и осуществляет свою деятельность по следующим основным направлениям:

- проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по обеспечению космической деятельности;
- организация работ на объектах наземной космической инфраструктуры, взаимодействие с Минобороны России, предприятиями ракетно-космической промышленности;
- обеспечение запусков космических аппаратов по Федеральной космической программе, в интересах Минобороны России, по программам научного и международного сотрудничества;
- оказание услуг по подготовке и запуску носителей и космических аппаратов;
- организация работ по поставкам космических средств (в том числе международного производства), компонентов ракетных топлив, оборудования и материальных средств, обеспечивающих жизнедеятельность космодромов;

The Center for Ground-Based Space Infrastructure Facilities Operation (FGUP TsENKI) was established in order to improve and develop Russian ground space infrastructure. The general guidelines of the Center's activity are as follows:

- Research, experimental and engineering work in the sphere of space exploration.
- Ground based space infrastructure facilities supervision, cooperation with the Russian Ministry of Defense and space industry organizations.
- Spacecraft launching within the framework of the Federal Space Program, in the interests of the Russian Ministry of Defense and within programs of scientific and international cooperation.
- Pre-launch and launch operations.

- разработка, внедрение и эксплуатация систем и средств связи и информатизации Федерального космического агентства;
- оказание услуг связи;
- обеспечение электромагнитной совместимости радиоэлектронных средств объектов наземной космической инфраструктуры;
- проведение работ по обеспечению безопасности населения, экологическому мониторингу состояния природной среды, поиску, эвакуации и утилизации фрагментов отделяющихся частей ракет-носителей;
- обеспечение соблюдения природоохранного законодательства на вверенных объектах;
- разработка программ и методик экспертизы космических средств и объектов космической инфраструктуры по видам надзора;
- участие в работах по утилизации военной техники;
- осуществление внешнеэкономической деятельности.

- Space vehicles (including those of foreign manufacture), propellant components, and equipment shipping.
- Launching sites maintenance.
- Communications development and operation.
- Communications services.
- Electromagnetic compatibility of ground based space infrastructure facilities electronics.
- Population safety ensuring, environment monitoring, evacuation and utilization of LV jettisonable parts.
- Enforcement of environment oriented laws and regulations at space infrastructure facilities.
- Development of programs and procedures for space infrastructure facilities supervision.

ФКЦ «Байконур» — организует взаимодействие предприятий промышленности на космодроме по подготовке и проведению пуска ракеты космического назначения, включая разработку приказов и распоряжений на их проведение, разработку графиков подготовки составных частей ракеты космического назначения к пуску.

КБ ТХМ — проводит подготовку наземного технического оборудования заправочной станции, заправку двигательных установок космического корабля компонентами ракетного топлива и сжатыми газами.

ОКБ «Вымпел» — проводит подготовку наземного технологического оборудования технического комплекса.

СБИК завода «Прогресс» — осуществляет подготовку технического комплекса ракеты-носителя и подготовку ракеты-носителя и космической головной части на техническом комплексе.

Космотранс — обеспечивает внутрикосмодромные железнодорожные перевозки

Baikonur Federal Space Center — coordinates pre-launch and launch activities of industrial enterprises, including formulation of orders and instructions and scheduling of space rocket component parts preparation.

Design Bureau for Chemical Transport Engineering — prepares ground-based technical equipment of the refueling station, fuels upper stage propulsion systems with propellant components and compressed gases.

FGUP Vympel Experimental Design Bureau — prepares ground-based technological equipment of the launch vehicle technical complex, provides for launch vehicle and upper stage preparation at the technical complex.

Progress Plant Assembly and Testing Complex — prepares LV technical complex and launch vehicles and spaceheads at the technical complex.



ракеты-носителя, головного обтекателя и компонентов ракетного топлива.

НИИ ХИММАШ — обеспечивает криогенными продуктами (жидкий кислород и жидкий азот) запуск ракеты космического назначения и сжатыми газами работы на техническом и стартовом комплексах, проведение их физико-химических анализов.

Космические войска России — проводят подготовку и задействование средств измерительного комплекса космодрома и наземного автоматизированного комплекса управления, используемых для контроля ракеты-носителя на активном участке выведения.

НПО Машиностроения — проводит работы по обеспечению безопасности населения, поиску, эвакуации и утилизации фрагментов отделяющихся частей ракеты космического назначения в районах падения первых двух ступеней, головного обтекателя, хвостового отсека на территории Республики Казахстан.

Kosmotrans — provides rail transportation of launch vehicles, payload fairings, upper stages and propellant components to the launching site.

Scientific Research Institute for Chemical Engineering — provides cryogenic products (liquid oxygen and liquid nitrogen) for space rocket launches and compressed gases — for technical and launching complexes, analyses physical and chemical properties of these materials.

Russian Space Forces — prepare and operate launching complex measurement facilities used for ground-based automatic control monitoring during launch vehicle ascent and upper stage powered flight.

Engineering Research and Production Association — ensures population safety, searches, evacuates and utilizes space rocket jettisonable parts.

Другие участники работ по подготовке и запуску КА «Прогресс М-50»

Other Participants of Progress M-50 Preparation and Launch

**Русский Страховой
Центр**

«Русский Страховой Центр» — один из ведущих космических страховщиков России. Значительный опыт работы Компании по страхованию космических рисков является основой для плодотворного сотрудничества с Федеральным космическим агентством, Космическими войсками и другими организациями и предприятиями ракетно-космической отрасли.

Страховая защита реализуется с учетом этапов жизненного цикла изделий, включающего их разработку, производство, испытания, транспортировку, предстартовые операции, выведение полезной нагрузки на заданную орбиту и ее последующую эксплуатацию. Страхуются также риски по перерывам в производстве и невыполнению договорных обязательств.

«Русским Страховым Центром» (РСЦ) осуществлено страхование вывода на орбиту первого элемента МКС — функционального грузового блока «Заря». Этот договор стал одним из первых в рамках Федеральной космической программы России.

Под страховой защитой РСЦ были осуществлены запуски ряда отечественных

и зарубежных космических аппаратов (при пуске российскими ракетами-носителями).

РСЦ обеспечил страховую защиту при проведении пусков ракет-носителей «Протон», «Рокот», «Зенит», «Космос-3М», осуществляемых Космическими войсками и Ракетными войсками стратегического назначения.

РСЦ с 2003 года начал осуществлять страхование ответственности перед третьими лицами при управляемом спуске космического аппарата в случае его неуспешного запуска.

Одним из стратегических направлений в области страхования космических рисков является участие Компании в проектах научно-технического сотрудничества с зарубежными государствами.

В области страхования космических рисков РСЦ активно взаимодействует со многими ведущими предприятиями отрасли, такими как ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, НПО Энергомаш им. В.П. Глушко, НПО ПМ им. М. Ф. Решетнева, ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», КБОМ им. В. П. Бармина, МКК «Космотрас», ЦЭНКИ и др.

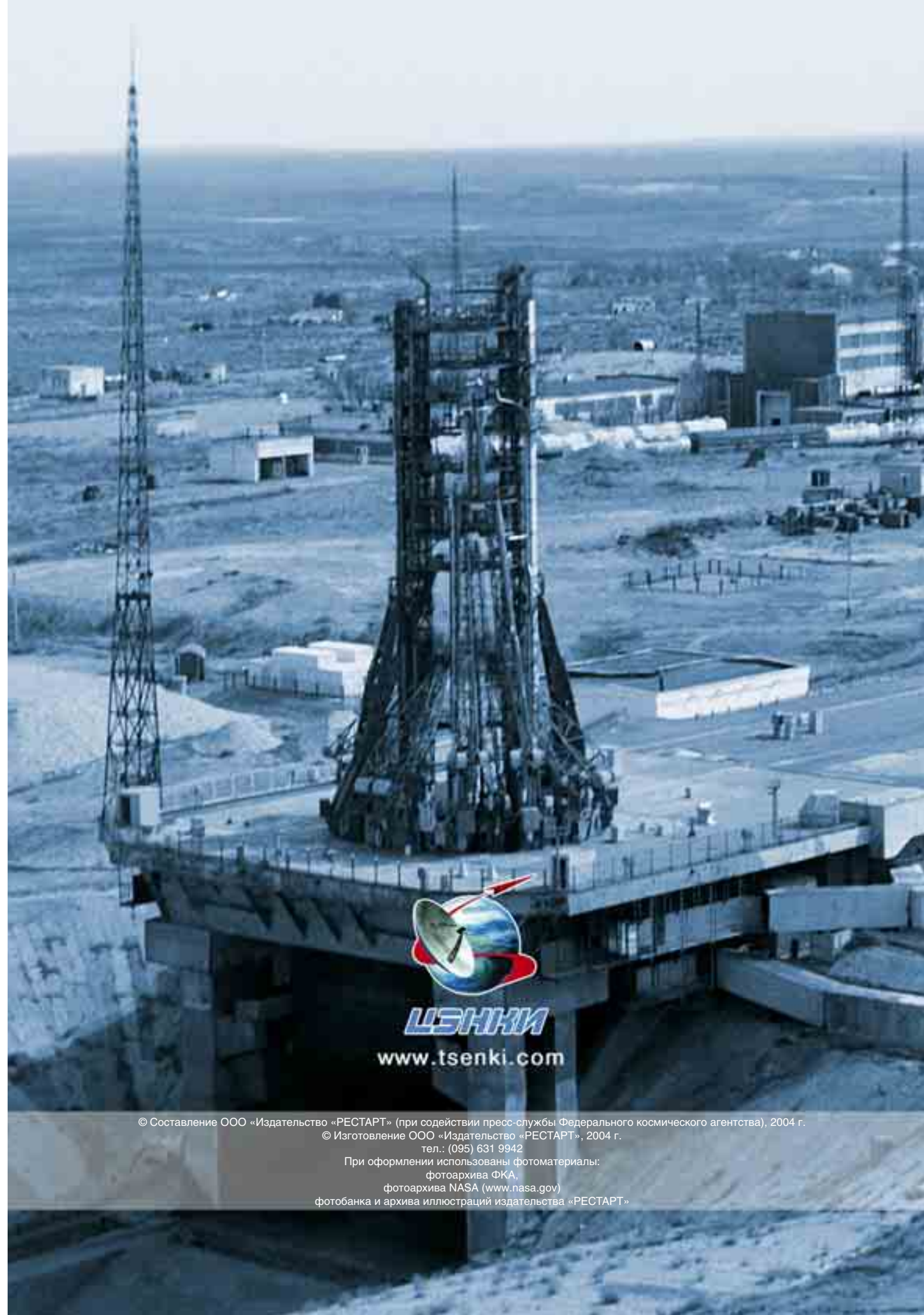
RIC insured launches of Proton, Rokot, Zenit and Kosmos-3M launch vehicles by the Space Forces and Strategic Missile Forces.

In 2003 RIC for the first time offered protection and indemnity insurance for manually controlled spacecraft re-entry in case of a failed launch.

One of the Company's strategic activities in insurance of space risks is its participation in projects of scientific technical cooperation with foreign countries.

In the sphere of space risks insurance RIC interacts with many leading industrial enterprises, including the Khrunichev Center, the Glushko Research and Production Association for Power Engineering, the Reshetnev Research and Production Association for Applied Mechanics, the Progress Central Specialized Design Bureau, the Barmin General Engineering Design Bureau, the Kosmotras ISC, the Center for Ground-Based Space Infrastructure Facilities Operation (TsENKI) and other organizations.





tsenki
www.tsenki.com

© Составление ООО «Издательство «РЕСТАРТ» (при содействии пресс-службы Федерального космического агентства), 2004 г.

© Изготовление ООО «Издательство «РЕСТАРТ», 2004 г.
тел.: (095) 631 9942

При оформлении использованы фотоматериалы:
фотоархива ФКА,

фотоархива NASA (www.nasa.gov)

фотобанка и архива иллюстраций издательства «РЕСТАРТ»